



TUGAS AKHIR - TL 141584

**EVALUASI NUMERIK UNTUK DELAMINASI LAYER SUB-
BAGIAN TURBIN ANGIN DENGAN MODEL *COHESIVE*
*ZONE***

Fikan Mubarak Rohimsyah
NRP 2712 100 080

Dosen Pembimbing
Mas Irfan P. Hidayat, S.T., M.Sc., Ph.D.
Lukman Noerochim, ST., M.Sc.Eng., Ph.D.

JURUSAN TEKNIK MATERIAL DAN METALURGI
Fakultas Teknologi Industri
Institut Teknologi Sepuluh Nopember
Surabaya
2016

(Halaman ini sengaja dikosongkan)



FINAL PROJECT - TL 141584

**NUMERICAL EVALUATION FOR DELAMINATION OF
WIND TURBINE SUB-PART LAYER WITH COHESIVE
ZONE MODEL**

**Fikan Mubarak Rohimsyah
NRP 2712 100 080**

Advisors

Mas Irfan P. Hidayat, S.T., M.Sc., Ph.D.

Lukman Noerochim, ST., M.Sc.Eng., Ph.D.

**MATERIALS AND METALLURGICAL ENGINEERING DEPARTMENT
Faculty of Industrial Technology
Institut Teknologi Sepuluh Nopember
Surabaya
2016**

(Halaman ini sengaja dikosongkan)

**EVALUASI NUMERIKAL UNTUK DELAMINASI
LAYER SUB-BAGIAN TURBIN ANGINDENGAN
MODEL *COHESIVE ZONE***

TUGAS AKHIR

Diajukan untuk memenuhi salah satu syarat
memperoleh gelar Sarjana Teknik
pada
Bidang Studi Material Inovatif
Program Studi S-1 Jurusan Teknik Material dan Metalurgi
Fakultas Teknologi Industri
Institut Teknologi Sepuluh Nopember

Oleh :

FIKAN MUBAROK ROHIMSYAH
NRP. 2712 100 080

Disetujui oleh Tim Penguji Tugas Akhir :

Mas Irfan P. Hidayat, S.T., M.Sc., Ph.D. (Pembimbing I)

Lukman Noerochim, ST., M.Sc., Ph.D. (Pembimbing II)



(Halaman ini sengaja dikosongkan)

EVALUASI NUMERIKAL UNTUK DELAMINASI LAYER SUB-BAGIAN TURBIN ANGIN DENGAN MODEL *COHESIVE ZONE*

Nama Mahasiswa : Fikan Mubarak Rohimsyah
NRP : 2712 100 080
Jurusan : Teknik Material dan Metalurgi
Dosen Pembimbing : Mas Irfan P. Hidayat, S.T., M.Sc., Ph.D.
Lukman Noerochim, ST., M.Sc., Ph.D

Abstrak

Area dimana terjadi ketidaksempurnaan ikatan atau tidak terdapatnya ikatan permukaan antara layer pada material komposit didefinisikan sebagai delaminasi. Delaminasi dapat terjadi pada material sederhana hingga material kompleks seperti turbin angin. Oleh sebab itu, penulis mengulas beberapa pengaruh ukuran *initial crack*, lokasi dan konfigurasi *lay-up* terhadap respon delaminasi layer sub-bagian turbin angin yaitu spar cap pada turbin angin berukuran 25 m. Sub-bagian turbin angin menggunakan material *E-glass/Epoxy prepeg*. Simulasi dilakukan menggunakan ANSYS dengan menggunakan metode Cohesive Zone. Delaminasi terjadi antara layer dan dimodelkan dengan interface element. Didapatkan bahwa *Initial crack* dengan panjang $a = 400$ mm, memiliki nilai *reaction force* sebesar 3757.473 N yang lebih kecil nilainya dibandingkan dengan *initial crack* dengan $a = 200$ mm dengan nilai *peak reaction* sebesar 5194.675 N. Letak initial crack berhubungan dengan ketebalan (t) dimana pada saat a berada pada $1/2 t$ memiliki ketahanan lebih baik terhadap delaminasi, sementara saat a berada pada $3/5 t$, *peak reaction force* menurun. Sementara arah serat dengan konfigurasi *unsymetric* memiliki *reaction force* yang lebih kecil dibandingkan dengan material *symetric* (unidirectional).

Kata Kunci: Analisa Numerik, *Cohesive*, Delaminasi, *Interface Element*, Komposit, Turbin Angin

(Halaman ini sengaja dikosongkan)

NUMERICAL EVALUATION FOR DELAMINATION OF WIND TURBINE SUB-PART LAYER WITH COHESIVE ZONE MODEL

Name : Fikan Mubarak Rohimsyah
NRP : 2712 100 080
Department : Materials and Metallurgical Engineering
Advisors : Mas Irfan P. Hidayat, S.T., M.Sc., Ph.D.
Lukman Noerochim, ST., M.Sc., Ph.D

Abstract

Areas where there is a bond imperfection or absence of a bond between the surface layer in the composite material is defined as a delamination. Delamination can occur in simple material to complex materials such as wind turbines. Therefore, the authors review some of the effects of initial crack size, location and lay-up configurations on the response delamination of layer sub-sections, wind turbine spar cap on 25 m wind turbine. Sub-section wind turbine use material E-glass / Epoxy prepeg . The simulation was performed using ANSYS with cohesive zone. Delamination occurs between the layer and modeled with interface element. It was found initial crack with $a = 400$ mm has *reaction force* about 3757.473 N, and for the smaller $a = 200$ mm has bigger *reaction force* about 5194.675 N. Initial crack associated with the thickness (t) at $1/2 t$ have a better resistance against delamination, while at $3/5 t$, peak reaction force decreases. And the fiber orientation with unsymetric configuration has a reaction force smaller than symetric material (unidirectional).

Keyword: Cohesive, Composite, Delamination, Interface Element, Numerical Analysis, Wind Turbine.

(Halaman ini sengaja dikosongkan)

KATA PENGANTAR

Puji syukur kehadiran Allah SWT atas rahmat dan hidayahnya, penulis dapat menyelesaikan Tugas Akhir ini dengan judul : **“Evaluasi Numerikal Untuk Delaminasi Layer Sub-Bagian Turbin Angin Dengan Model *Cohesive Zone*”**. Tugas Akhir ini disusun sebagai persyaratan untuk memperoleh gelar Sarjana Teknik dari Jurusan Teknik Material dan Metalurgi FTI – Institut Teknologi Sepuluh Nopember (ITS), Surabaya.

Penyusunan Tugas Akhir ini dapat terlaksana dengan baik berkat bantuan, bimbingan, dan saran dari berbagai pihak. Oleh karena itu, pada kesempatan ini penulis mengucapkan terima kasih kepada :

1. Kedua orangtua, kakak serta Yesika Billah Barika yang selama ini telah memberikan berbagai dukungan dan semangat.
2. Bapak Mas Irfan P. Hidayat, S.T., M.Sc., Ph.D dan Bapak Lukman Noerochiem, S.T., M.Sc. (Eng), Ph.D. selaku dosen pembimbing serta Bapak Ibu dosen penguji yang telah bersedia memberikan bimbingan dan pengarahan.
3. Bapak Agung Purniawan, S.T., M.Eng. selaku Ketua Jurusan Teknik Material dan Metalurgi FTI-ITS.
4. Seluruh Dosen, Staf dan karyawan Teknik Material dan Metalurgi FTI-ITS.
5. Seluruh teman-teman mahasiswa Jurusan Teknik Material dan Metalurgi serta semua pihak yang tidak dapat disebutkan satu persatu.

Namun, dalam penyusunan tugas akhir ini, penulis menyadari terdapat adanya keterbatasan di dalam penyusunan laporan ini. Oleh karena itu penulis mengharapkan adanya kritik dan saran yang membangun dari berbagai pihak untuk perbaikan di masa yang akan datang.

Surabaya, Juni 2016
Penulis

(Halaman ini sengaja dikosongkan)

DAFTAR ISI

HALAMAN JUDUL.....	i
LEMBAR PENGESAHAN.....	v
ABSTRAK.....	vii
KATA PENGANTAR	xi
DAFTAR ISI	xiii
DAFTAR GAMBAR	xv
DAFTAR TABEL	xix
BAB I PENDAHULUAN	1
1.1 Latar Belakang	1
1.2 Rumusan Masalah	3
1.3 Batasan Masalah.....	3
1.4 Tujuan Penelitian.....	3
1.5 Manfaat Penelitian.....	3
BAB II TINJAUAN PUSTAKA	5
2.1 Makromekanik Komposit.....	5
2.1.1 Orthopik Material	5
2.1.2 Lamina Isotropik Transversal.....	9
2.1.3 Kegagalan Delaminasi pada Komposit	11
2.2 <i>Interface Element</i>	12
2.3 <i>Single Mode Cohesive Model</i>	14
2.4 Desain Struktur Turbin Angin	17
2.5 Desain Model Bilah Rotor Turbin Angin	19
2.6 Delaminasi pada Turbin Angin	21
2.7 <i>Finite Element Modelling</i> pada Turbin Angin.....	22
2.8 Perkembangan Penelitian Delaminasi Terkait Turbin Angin	22
2.9 Metode Elemen Hingga.....	27
2.10 <i>Ansys Software</i>	28
BAB III METODOLOGI.....	31
3.1 Diagram Alir Penelitian.....	31
3.2 Spesifikasi Material	32
3.2.1 Material Komposit.....	32
3.2.2 <i>Cohesive Zone Model</i>	32

3.3 Peralatan.....	32
3.4 Proses Penelitian pada Ansys	34
3.4.1 Pemodelan Part Turbin Angin.....	35
3.4.2 Pemodelan <i>Cohesive Zone</i>	38
3.4.3 Parameter Uji dan Konfigurasi Geometri.....	39
3.4.4 Pembebanan	40
BAB IV HASIL DAN PEMBAHASAN	43
4.1 <i>Displacement</i> dan <i>Reaction Force</i> pada tiap kasus	43
4.2 Pengaruh Panjang <i>Initial Crack</i> Terhadap Respon Delaminasi pada Komposit	44
4.3 Pengaruh Konfigurasi <i>Lay-up</i> Terhadap Respon Delaminasi pada Komposit	51
4.3.1 Pengaruh Konfigurasi <i>Lay-up</i> Saat <i>a</i> Terletak pada 1/2 t.....	51
4.3.2 Pengaruh Konfigurasi <i>Lay-up</i> Saat <i>a</i> Terletak pada 3/5 t.....	59
BAB V KESIMPULAN DAN SARAN	67
5.1 Kesimpulan.....	67
5.2 Saran.....	67
DAFTAR PUSTAKA	69
LAMPIRAN	73
UCAPAN TERIMA KASIH.....	93
BIODATA PENULIS.....	95

DAFTAR GAMBAR

Gambar 2.1 Transformasi sumbu koordinat $z = 0, x = 0$ (Sulistijono, 2012).....	5
Gambar 2.2 Koordinat principal dan local komposit (Jones, 1998).....	8
Gambar 2.3 <i>Physical</i> simetri dari <i>unidirectional</i> lamina (Jones, 1999)	10
Gambar 2.4 Metode dalam <i>crack</i> (Mandel, 2003)	11
Gambar 2.5 <i>Zero Thickness Interface</i> diantara 2 layer komposit (Davila, 2007).....	12
Gambar 2.6 <i>Stress transver model</i> pada metode CZM (Barbero, 2014)	13
Gambar 2.7 <i>Initial crack</i> dan <i>path</i> (Miloud, 2012).....	14
Gambar 2.8 Desain awal turbin angin horizontal dan vertikal (South <i>et al.</i> , 1983).....	18
Gambar 2.9 Komponen dasar modern horizontal-axis <i>wind</i> turbin dengan gearbox (Didesain oleh <i>National</i> <i>Renewable Energy Laboratory</i>	19
Gambar 2.10 Perkembangan ukuran turbin angina komersil (NREL,).....	19
Gambar 2.11 Penampang melintang bilah turbin angina (Bak, 2013).....	20
Gambar 2.12 Terjadinya delaminasi dan akumulasi delaminasi pada wilayah transisi (Chen, 2014)	22
Gambar 2.13 Elemen dan Node dengan Metode Elemen Hingga (ANSYS help, 2013).....	28
Gambar 2.14 Antar muka ANSYS APDL	29
Gambar 3.1 Diagram alir penelitian.....	31
Gambar 3.2 Diagram Alir Pemodelan.....	34
Gambar 3.3 Desain blade turbin angina 25 m.....	35
Gambar 3.4 Peletakan <i>initial crack</i>	35
Gambar 3.5 Pemodelan section main spar	36
Gambar 3.6 Geometri elemen SOLID185	36
Gambar 3.7 Pemodelan volum ANSYS.....	37

Gambar 3.8 Hasil <i>meshing</i> komposit	37
Gambar 3.9 Lamina material pada komposit	38
Gambar 3.10 Geometri Elemen INTER205	38
Gambar 3.11 Pemberian beban pada komposit di Ansys...40	
Gambar 4.1 Panjang <i>Initial Crack</i> (a) 400 mm (b) 200 mm.....	45
Gambar 4.2 Kurva <i>Reaction Force-Displacement</i> case 1 (a) 400 mm (b) 200 mm.....	46
Gambar 4.3 Distribusi Tegangan Von Mises pada <i>case 1</i> saat <i>displacement</i> ($\alpha = 400$ mm) (a) 0.25 mm; (b) 0.65 mm; (c) 13.75 mm (<i>peak</i>); (d) 18 mm, dan; (e) 50 mm ..	48
Gambar 4.4 Distribusi Tegangan Von Mises pada <i>case 1</i> saat <i>displacement</i> ($\alpha = 200$ mm) (a) 0.25 mm; (b) 0.65 mm; (c) 13.75 mm (<i>peak</i>); (d) 18 mm, dan; (e) 50 mm ..	50
Gambar 4.5 Kurva <i>Reaction Force-Displacement</i> case ($\alpha =$ 400 mm) dan ($\alpha = 200$ mm)	51
Gambar 4.6 Lamina pada komposit α terletak $\frac{1}{2} t$	52
Gambar 4.7 Kurva Kurva <i>Reaction Force-Displacement</i> $a = 400$ mm.....	52
Gambar 4.8 Distribusi tegangan von Mises (a) case 1; dan (b) case 2 <i>initial crack 400</i>	53
Gambar 4.9 Tegangan Von Mises <i>case 2</i> saat <i>displacement</i> (a) 0.25 mm; (b) 3.5 mm; (c) 7.5 mm(<i>peak</i>); (d) 15.5 mm, dan; (e) 50 mm	55
Gambar 4.10 Kurva <i>Reaction Force-Displacement</i> $a = 200$ mm.....	56
Gambar 4.11 Distribusi tegangan von Mises (a) case 1; dan (b) case 2 <i>initial crack 200</i>	56
Gambar 4.12 Tegangan Von Mises <i>case 2</i> saat <i>displacement</i> (a) 0.25 mm; (b) 3.25 mm ; (c) 7 mm (<i>peak</i>); (d) 28.5 mm, dan; (e) 50 mm	58
Gambar 4.13 Delaminasi pada model saat posisi $a = \frac{3}{5} t$..	59
Gambar 4.14 Kurva <i>Reaction Force-Displacement</i> case 2 dan 3 $a = 400$ m.....	59

Gambar 4.15 Distribusi tegangan von Misses (a) case 2; dan (b) case 3 <i>initial crack 400</i>	60
Gambar 4.16 Tegangan Von Misses <i>case 2</i> saat <i>displacement</i> (a) 0.25 mm; (b) 8.25 mm; (c) 17 mm(<i>peak</i>); (d) 33.5 mm, dan; (e) 50 mm	62
Gambar 4.17 Kurva <i>Reaction Force-Displacement case 2</i> dan <i>case 3 initial crack 200</i>	62
Gambar 4.18 Distribusi tegangan von Misses (a) case 2; dan (b) case 3 <i>initial crack 200</i>	63
Gambar 4.19 Tegangan Von Misses <i>case 3</i> saat <i>displacement</i> (a) 0.25 mm; (b) 3.75 mm; (c) 8 mm(<i>peak</i>); (d) 29 mm, dan; (e) 50 mm.....	65

(Halaman ini sengaja dikosongkan)

DAFTAR TABEL

Tabel 2.1 Penelitian sebelumnya	22
Tabel 3.1 Sifat mekanik komposit	32
Tabel 3.2 <i>Cohesive zone properties</i>	32
Tabel 3.3 Parameter Uji Konfigurasi Geometri.....	39
Tabel 4.1 Hasil Simulasi Delaminasi.....	43

BAB I

PENDAHULUAN

Pada bab ini dibahas mengenai latar belakang, rumusan masalah, batasan penelitian, tujuan penelitian, manfaat penelitian, dan sistematika penulisan.

1.1 Latar Belakang

Area dimana terjadi ketidaksempurnaan ikatan atau tidak terdapatnya ikatan permukaan antara layer pada material komposit didefinisikan sebagai delaminasi. Delaminasi ini biasanya terbentuk karena kecacatan manufaktur, area dimana terdapat konsentrasi tegangan pada daerah diskontinu seperti lubang, takik, sambungan, kerusakan akibat dampak, dan pada saat pengiriman material. Fenomena delaminasi sering kita jumpai dalam kehidupan sehari-hari, contoh delaminasi sederhana yang sering kita jumpai adalah delaminasi pada cat, *coating*, hingga delaminasi kompleks seperti pada bilah komposit turbin angin. Delaminasi menjadi fenomena yang paling umum dan berbahaya yang sering dijumpai pada komposit. Mengingat penggunaan material komposit yang semakin luas, analisa kegagalan akibat delaminasi merupakan hal penting yang saat ini sering menjadi fokus bahan penelitian.

Komposit laminat adalah komposit yang terdiri dari kumpulan lamina yang sifat mekaniknya berbeda tergantung pada orientasi, ketebalan, dan jumlah tumpukan layernya (Sulistijono, 2012). Aplikasi dari komposit ini banyak sekali seperti komponen mobil, rompi anti peluru, komponen mesin, pesawat luar angkasa, hingga pengganti atau alternatif lain dari logam karena sifat material komposit yang sulit didapatkan dari logam.

Aplikasi dari komposit laminat salah satunya adalah pada rotor blade turbin angin. Dengan berkembangnya penggunaan energi angin beberapa tahun terakhir, ukuran dari turbin angin menjadi bertambah besar dengan tujuan menangkap lebih banyak energi angin dengan biaya yang lebih rendah (Griffith, 2012). Ketika ukuran turbin angin menjadi semakin besar, tipe kegagalan



BAB I PENDAHULUAN

berubah dan pembebanan menjadi penting (Jensen, 2012). Dalam kondisi operasionalnya, turbin angin mengalami beban aerodinamis yang tinggi yang menyebabkan turbin angin mengalami bending. Beban yang dialami tersebut ditahan dengan kekuatan dan kekakuan yang terdapat pada bagian *main spar* dan *shear webs*. Delaminasi biasanya ditemukan pada daerah *main spar*.

Berbagai macam metode komputasi dan eksperimen telah dilakukan untuk mengetahui efek delaminasi pada turbin angin. Salah satunya adalah Hasselbach *et.al* pada tahun 2015, telah melakukan penelitian tentang efek delaminasi terhadap local buckling pada Blade turbin angin serta Chen *et.al* pada tahun 2014 melakukan penelitian pada kegagalan dan simulasi *finite element blade* turbin angin dalam kondisi pembebanan statis.

Oleh karena itu, akan dilakukan simulasi kembali menggunakan *finite elemen modeling*, fenomena delaminasi pada turbin angin namun dengan variasi yang berbeda. Analisa menggunakan *finite element modelling* dilakukan karena dalam eksperimen melibatkan banyak parameter dan *constrain* yang cukup kompleks, sehingga dalam melaksanakan pengujian eksperimental diperlukan peralatan yang modern. Selain itu diperlukan pula pengujian yang dilakukan berulang ulang untuk mengetahui dan memastikan karakteristik yang sebenarnya. Hal tersebut tentunya membutuhkan biaya dan waktu yang lama. Selain itu, akan timbul masalah ketidakhomogenan dari parameter-parameter satu pengujian ke pengujian yang lain, meskipun masalah ketidakhomogenan parameter dapat dipecahkan dengan pemakaian peralatan yang modern dan mahal, namun hal ini tentu membuat pengujian tersebut tidak efektif dan efisien.

Dengan semakin berkembangnya berbagai perangkat lunak berbasis metode elemen hingga, para ahli mulai beralih dari analisis eksperimental ke analisis elemen hingga tetapi pengujian eksperimental tidak ditinggalkan begitu saja. Pengujian eksperimental masih tetap dilakukan sebatas sebagai alat ukur



untuk analisis numerik atau yang biasa disebut dengan verifikasi atau validasi dari pemodelan.

1.2 Rumusan Masalah

Berdasarkan penjabaran latar belakang diatas dapat ditarik beberapa masalah dalam penelitian ini yaitu

1. Bagaimana pengaruh ukuran *initial crack* terhadap respon delaminasi pada komposit laminat turbin angin ?
2. Bagaimana pengaruh lokasi *initial crack* terhadap respon delaminasi pada komposit laminat turbin angin?
3. Bagaimana pengaruh konfigurasi *lay-up* terhadap respon delaminasi pada komposit laminat turbin angin?

1.3 Batasan Masalah

Untuk mendapatkan hasil yang sesuai dengan referensi yang ada serta tidak menyimpang dari permasalahan yang ditinjau, maka terdapat beberapa batasan masalah yaitu:

1. Material komposit dianggap sempurna.
2. Temperatur dianggap konstan.

1.4 Tujuan Penelitian

Tujuan yang diangkat dalam penelitian ini yaitu :

1. Menganalisis pengaruh ukuran *initial crack* terhadap respon delaminasi pada komposit laminat turbin angin.
2. Menganalisis pengaruh lokasi *initial crack* terhadap respon delaminasi pada komposit laminat turbin angin.
3. Menganalisis pengaruh konfigurasi *lay-up* terhadap respon delaminasi pada komposit laminat turbin angin

1.5 Manfaat Penelitian

Adapun manfaat yang dapat diambil dari penelitian ini yaitu sebagai referensi kepada peneliti selanjutnya tentang pengaruh delaminasi terhadap kekuatan dari rotor *blade* turbin angin sehingga dapat memberikan kontribusi terhadap pengembangan turbin angin.

(Halaman ini sengaja dikosongkan)



BAB II TINJAUAN PUSTAKA

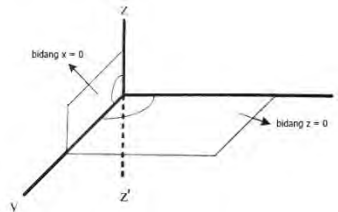
Bab ini membahas mengenai berbagai kajian literatur, teori-teori, dan hasil penelitian yang pernah dilakukan yang mendukung tujuan dari penelitian.

2.1 Makromekanik Komposit

Material komposit merupakan material yang heterogen yang didalamnya terdapat serat-serat yang kontinu yang menyebabkan perbedaan sifat mekanik di setiap titik pada material komposit lamina. Namun bagaimanapun juga, hubungan tegangan dan regangan komposit lamina bisa diadaptasi dari material homogen. Hubungan tegangan dan regangan pada lamina regangan bidang, *plane strain* (tebal), lamina dengan serat *unidirectional* dan kondisi regangan bidang lamina dengan serat unidireksional dan kondisi regangan bidang, *plane stress* (tipis) tanpa mempertimbangkan material yang membentuk lamina tersebut. Analisa yang dilakukan dengan cara ini disebut analisa mekanika-makro (Sulistijono, 2012).

2.1.1 Orthotropik Material

Apabila ada 2 bidang yang merupakan bidang simetri, yaitu bidang $z = 0$, dan $x = 0$ maka material ini disebut dengan material orthotropik yang ditandai dengan tidak saling mempengaruhinya sifat mekanik arah normal ($\sigma_1, \sigma_2, \sigma_3$) dan gesernya ($\tau_{12}, \tau_{23}, \tau_{31}$). Untuk lebih jelas bisa dilihat pada gambar 2. 1



Gambar 2.1 Transformasi sumbu koordinat $z = 0, x = 0$
(Sulistijono, 2012)



BAB II TINJAUAN PUSTAKA

Menurut Hook hubungan Tegangan-Regangan pada material Orthotropik disajikan pada persamaan 2.1.

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \tau_{23} \\ \tau_{31} \\ \tau_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & 0 & 0 & 0 \\ C_{21} & C_{22} & C_{23} & 0 & 0 & 0 \\ C_{31} & C_{32} & C_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & C_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & C_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & C_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{31} \\ \gamma_{12} \end{bmatrix}$$

Agar lebih spesifik menunjukkan material orthotropik, [C] pada persamaan 2.1 diganti dengan notasi [Qij] sehingga hubungan regangan tegangannya menjadi :

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \tau_{23} \\ \tau_{31} \\ \tau_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & Q_{13} & 0 & 0 & 0 \\ Q_{21} & Q_{22} & Q_{23} & 0 & 0 & 0 \\ Q_{31} & Q_{32} & Q_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & Q_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & Q_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{31} \\ \gamma_{12} \end{bmatrix}$$

Apabila persamaan 2.2 diinvers yang dihubungkan dengan matriks sesuaian $C_{ij} = \frac{1}{S_{ij}}$, maka hubungan tegangan regangannya :

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{31} \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & S_{13} & 0 & 0 & 0 \\ S_{21} & S_{22} & S_{23} & 0 & 0 & 0 \\ S_{31} & S_{32} & S_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & S_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & S_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & S_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \tau_{23} \\ \tau_{31} \\ \tau_{12} \end{bmatrix}$$



BAB II TINJAUAN PUSTAKA

Komposit lamina unidireksional yang tipis dianggap tidak memiliki tegangan regangan pada arah 3, arah ketebalan, maka $\sigma_3 = \tau_{23} = \tau_{31} = nol$ sehingga hubungan regangan-tegangan material orthotropik hanya pada bidang 1-2 (Sulistijono, 2012). Sehingga:

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & 0 \\ S_{12} & S_{22} & 0 \\ 0 & 0 & S_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{bmatrix}$$

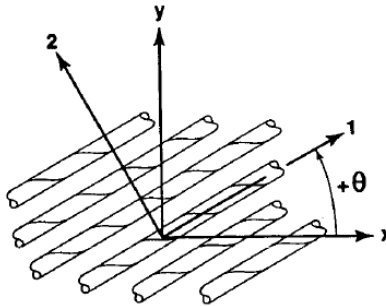
Harga matriks kekakuan $[Q_{ij}]$ dan harga matriks sesuaian $[S_{ij}]$ diperoleh dengan pengujian tarik lamina, dimana pada pengujian akan diperoleh harga perpanjangan spesimen yang bisa dikonversi ke harga regangan. Sehingga nilai komponen matriks sesuaian $[S_{ij}]$ adalah $S_{11} = \frac{1}{E_1}$, $S_{12} = -\frac{\nu_{12}}{E_1}$, $S_{21} = \frac{1}{E_2}$ dan $S_{66} = \frac{1}{G_{12}}$. Invers dari persamaan 2.4 akan memberikan hubungan tegangan-regangan sebagai berikut:

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & 0 \\ Q_{12} & Q_{22} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{bmatrix}$$

Dimana $[Q_{ij}]$ adalah penurunan koefisien kekakuan yang relatif terhadap compliance coefficient sebagai : $Q_{11} = \frac{E_1}{1-\nu_{21}\nu_{12}}$, $Q_{12} = \frac{\nu_{12}E_2}{1-\nu_{21}\nu_{12}}$, $Q_{32} = \frac{E_2}{1-\nu_{21}\nu_{12}}$ dan $Q_{66} = G_{12}$ (Kaw, 2006). Pada penjelasan diatas, tegangan dan regangan digambarkan pada koordinat material principal/global untuk material orthotropik, namun arah prinsipal tidak selalu tepat dengan arah koordinat yang cocok untuk solusi dari sebuah masalah. Maka dari itu dibutuhkan hubungan antara tegangan regangan prinsipal dan lokal. Perhitungan ini dilakukan menggunakan koordinat prinsipal (x, y) dan lokal (1, 2) yang diperlihatkan pada gambar 2.2. (Panglevi, 2014)



BAB II TINJAUAN PUSTAKA



Gambar 2.2 Koordinat prinsipal dan lokal komposit (Jones, 1998)

Dari gambar 2.2 dapat diperoleh rumusan untuk mengekspresikan tegangan pada koordinat sistem xy atau koordinat sistem 1-2 dimana $c = \cos \theta$ dan $s = \sin \theta$.

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} c^2 & s^2 & 2sc \\ s^2 & c^2 & -2sc \\ -sc & sc & c^2 - s^2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} \quad (2.6)$$

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12}/2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} c^2 & s^2 & 2sc \\ s^2 & c^2 & -2sc \\ -sc & sc & c^2 - s^2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy}/2 \end{bmatrix} \quad (2.7)$$

Transformasinya dapat ditulis sebagai:

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{xy}/2 \end{bmatrix} = [T]^{-1} \begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} = [T]^{-1} \begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy}/2 \end{bmatrix}$$



$$\text{Dimana: } [T] = \begin{bmatrix} c^2 & s^2 & 2sc \\ s^2 & c^2 & -2sc \\ -sc & sc & c^2 - s^2 \end{bmatrix}$$

Sehingga hubungan tegangan regangan pada koordinat x-y adalah:

$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix} \quad (2.8)$$

Dimana,

$$\bar{Q}_{11} = Q_{11}c^4 + Q_{22}s^4 + 2(Q_{12} + 2Q_{66})s^2c^2 \quad (2.9)$$

$$\bar{Q}_{12} = (Q_{11} + Q_{22} - 4Q_{66})s^2c^2 + Q_{12}(c^4 + s^4) \quad (2.10)$$

$$\bar{Q}_{12} = Q_{11}s^4 + Q_{22}c^4 + 2(Q_{12} + 2Q_{66})s^2c^2 \quad (2.11)$$

$$\bar{Q}_{16} = (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66})c^3s - (Q_{22} - Q_{12} - 2Q_{66})s^3c \quad (2.12)$$

$$\bar{Q}_{26} = (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66})cs^3 - (Q_{22} - Q_{12} - 2Q_{66})c^3s \quad (2.13)$$

$$\bar{Q}_{66} = (Q_{11} + Q_{12} - 2Q_{12} - 2Q_{66})s^2c^2 + Q_{66}(c^4 + s^4) \quad (2.14)$$

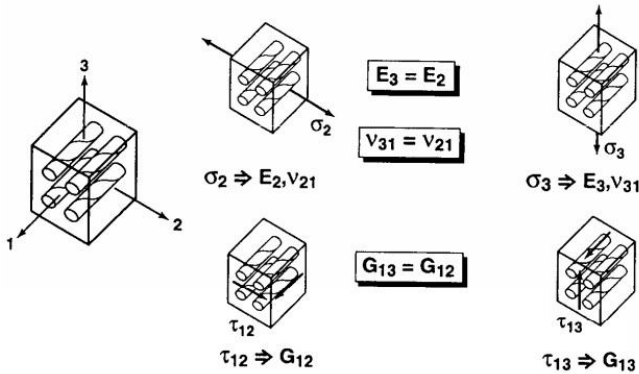
2.1.2 Lamina Isotropik Transversal

Diantara orthotropik material dan isotropik terdapat material disebut isotropik transversal. Ini adalah spesial sub dari orthotropik material. Kita mengasumsikan properties pada arah



BAB II TINJAUAN PUSTAKA

duadan tiga adalah sama. Isotropik transversal dikarakterisasi dengan bidang isotropik pada tiap titik pada material. Dengan mengasumsikan bidang 1-2 sebagai bidang isotropik pada tiap titik, maka dibutuhkan $E_2 = E_3 = E_p$, $\nu_{31} = \nu_{21} = \nu_{tp}$, dan $G_{13} = G_{12} = G_t$, $G_p = E_p / 2(1+\nu_p)$ (Abaqus user's manual, 2007).



Gambar 2.3 *Physical simetri dari unidirectional lamina (Jones, 1999).*

Asumsi yang digunakan adalah pertama, $E_3=E_2$ karena kedua modulus elastisitas tersebut memiliki kondisi yang sama apabila dikenai pembebanan σ_3 atau σ_2 Asumsi kedua, $\nu_{31}=\nu_{21}$ ($\nu_{13}=\nu_{12}$) dengan alasan yang sama dengan asumsi pertama. Asumsi ketiga, $G_{13}=G_{12}$ karena ketika pembebanan geser τ_{13} atau τ_{12} diterapkan, deformasi yang dihasilkan identik karena geometri lamina simetri maka modulus gesernya juga identik. Ketika kita memperhitungkan perbedaan E_1 dari E_2 pada bidang 1-2, maka kita dapat mengenali material tersebut sebagai lamina isotropik transversal, namun ketika kita hanya kosen pada bidang 1-2 maka disebut lamina isotropik. Dan jika lamina dikompaksi pada ketiga arah saat proses curing dan kemudian terdapat sedikit perbedaan sifat pada arah dua dan tiga, maka material tersebut menjadi orthotropik 3D seperti pada gambar 2.3. (Jones 1998).

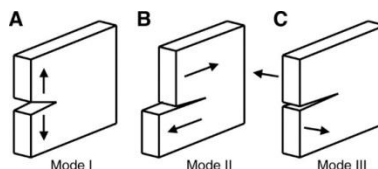


2.1.3 Kegagalan Delaminasi pada Komposit

Dalam perkembangannya analisa komposit dapat dilakukan secara eksperimental, analisis dan menggunakan metode *modelling* atau *finite element*. Klasifikasi beberapa metode untuk menentukan pertumbuhan *crack* pada analisa delaminasi menurut Pascoe (2013) dibagi menjadi 4, yaitu :

1. Metode tegangan/regangan. Dimana menghubungkan pertumbuhan delaminasi berdasarkan tegangan dan regangan dari material.
2. Metode *Fracture mechanics*. Metode ini menggunakan nilai berdasarkan *stress intensity factor* (SIF) atau *strain energy release rate* (SERR). Metode ini biasanya disebut bagian dari metode *linear elastic fracture mechanics* (LEFM).
3. *Cohesive zone models* (CZMs) yaitu metode berbasis *finite element method* (FEM) berdasarkan model dimana terdapat area *interface* diantara 2 layer dan dimodelkan dengan *cohesive zone element*
4. *Extended Finite Element Method* (XFEM). Teknik XFEM mengijinkan adanya *discontinuity* pada *finite* elemen. Sehingga delaminasi dapat dimodelkan tanpa mendefinisikan arah rambatan atau *crack path*.

Dalam delaminasi yang berbasis *Fracture mechanics*, ada tiga dasar mode *crack* yang terjadi yaitu:



Gambar 2. 4 Mode dalam *crack* (Mandel,2003)



BAB II TINJAUAN PUSTAKA

Perbedaan nilai antara *critical energy release rate* dan *critical stress intensity factor* secara prinsip dapat dikaitkan dengan setiap mode retak. Pada contohnya *critical energy release rates* G_{IC} , G_{IIC} , dan G_{IIIC} dan juga *stress intensity factor* K_{IC} , K_{IIC} , dan K_{IIIC} . Mode retak tergantung pada karakteristik tiap komponen dan dapat ditentukan dengan menspesifikasikan nilai G_{IC} , G_{IIC} , dan G_{IIIC} dan juga K_{IC} , K_{IIC} , dan K_{IIIC} .

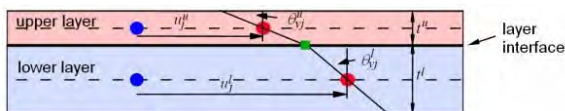
2.2 Interface Element

Terdapat antarmuka antara dua bagian dari sebuah kontinum dua dimensi dengan asumsi ketebalannya cukup tipis dan dapat diabaikan dengan pertimbangan dimensinya yang kecil daripada keseluruhan dimensi, maka sebuah *finite element* yang dapat secara efektif mendiskret *interface* tersebut didapatkan dengan menggunakan element yang menghubungkan dua bagian *interface* yang jaraknya nol (sebelum deformasi terjadi) (Alfano, 2014)

Penggunaan elemen interface menyebabkan adanya *interface* elemen diantara dua permukaan, dimana untuk pengamatan selanjutnya, elemen ini bisa memodelkan delaminasi menggunakan Hukum *Cohesive Material* dan dan VCCT.

1. Cohesive Zone Model

Analisa delaminasi bisa dilakukan menggunakan *cohesive zone modelling*, dimana elemen ini biasa digunakan untuk mendeteksi pertumbuhan delaminasi. Cohesif elemen ini didesain untuk merpresentasikan delaminasi saat ketebalan interfacenya 0 (*zero thickness*) diantara layer dari elemen 3 dimensi.



Gambar 2.5 Zero Thickness Interface diantara 2 layer komposit (Davila, 2007).

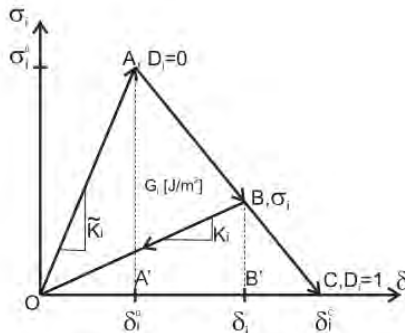


BAB II TINJAUAN PUSTAKA

Penggunaan *Cohesive Zone Model* pada ANSYS terbagi menjadi 2 yaitu :

1. *Interface Elemen*. Metode *interface elemen* mendefinisikan delaminasi sebagai pemisahan antar perpindahan (displacement jump, δ).
2. *Contact debonding*. Metode *contact debonding* didefinisikan sebagai penetrasi dan jarak tangensial slip (*contact gap*)

Penggunaan *Interface Element* dan metode *Contact* membutuhkan referensi elemen yang berbeda juga, dimana elemen untuk *Interface Elemen* dalam ANSYS dinotasikan pada INTER.... Sedangkan *Contact Debonding* dinotasikan pada CONTA.... Gambar dibawah ini menjelaskan bagaimana prinsip kerja delaminasi pada *Bilinear Cohesive Elemen*.



Gambar 2.6 *Stress transfer model pada metode CZM* (Barbero, 2014)

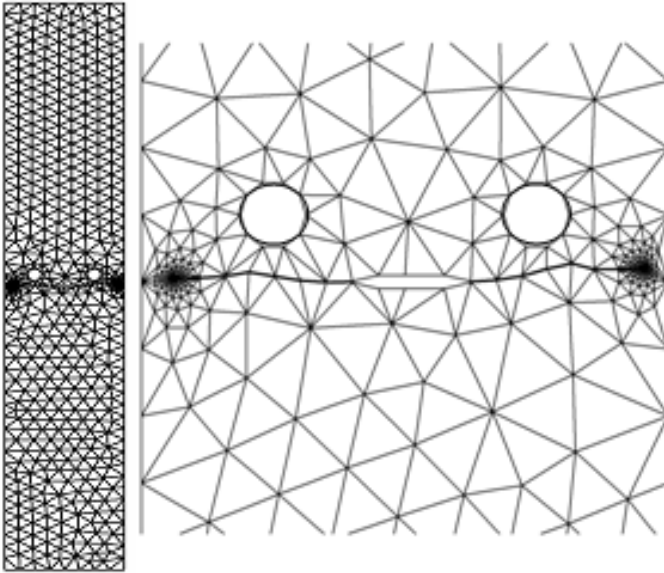
2. VCCT (*Virtual Closser Crack Technique*)

Virtual crack closure technique (VCCT) digunakan untuk menghitung *energy-release rate* dari keretakan. VCCT telah banyak digunakan dalam simulasi untuk menganalisa pertumbuhan retak pada *interface* komposit lamina, dengan



BAB II TINJAUAN PUSTAKA

asumsi bahwa pertumbuhan retak bergerak tepat sepanjang jalan yang telah ditetapkan. Contohnya pada gambar berikut:



Gambar 2.7 *Initial crack dan crack path* (Miloud,2012)

VCCT membutuhkan informasi yang tepat pada posisi node mana yang terjadi crack dan menjadi daerah pertumbuhan crack.

2.3 Single Mode Cohesive Model

Pada metode CZM diformulasikan dengan mengasumsikan bahwa tiga pertumbuhan *crack* adalah terpisah, walaupun multiple mode aktif secara simultan. Pada penelitian ini peneliti menentukan kasus sebagai deformasi *single mode* pada *interface* dari *laminated materia l*. Baik untuk mode I, II, dan III (gambar 2.4) menggunakan formula yang sama dengan *surface traction* (σ_i) dimana $i = I, II, III$ menunjukkan tiga mode pertumbuhan *crack*.



BAB II TINJAUAN PUSTAKA

Perilaku material pada *interface*-nya diasumsikan sebagai *linier-elastic* pada titik OA, dan *damaging-elastic* setelah itu pada titik OB (gambar 2.6). Sehingga *stress-separation* dideskripsikan dengan

$$\sigma_i = K_i \delta_i \quad (2.15)$$

dan

$$K_i = (1 - D_i) \dot{K}_i \quad (2.16)$$

Dimana D_i adalah *damage* variabel dan \dot{K}_i dalam $[N/mm^3]$ adalah nilai stiffness material *undamage* dari *interface*, berkaitan terhadap stress σ_i dan jarak displacement δ_i diantara antarmuka elemen yang berlawanan. Nilai kekakuan \dot{K}_i adalah *properties* material tambahan yang dibutuhkan pada metode CZM, dimana nilainya berbeda dari *modulus young* E untuk deformasi maupun G untuk shear deformation.

Pada setiap mode, terdapat tingkatan *stress* σ_i^0 dan displacement δ_i^0 yang disebut *damage onset* dimana terdapat 2 lamina yang tidak berpisah sepenuhnya menjadi *physical crack* tetapi *interface* materialnya yang mulai kehilangan kekakuannya. Disini σ_i^0 menunjukkan nilai kekuatan dari *interface* dengan masing-masing merepresentasikan nilai kekuatan dari setiap mode $\sigma_i^0, \sigma_{ii}^0$, dan σ_{iii}^0 . Dalam metode CZM mode ini disebut dengan *damage mode* karena CZM tidak menggunakan hukum *fracture mechanics*, sebagai gantinya CZM menggantikan *fracture* mekanik dengan *continuum damage mechanics problem*.

Nilai kekuatan *interface* adalah material tambahan yang dibutuhkan oleh CZM. Karena itu, nilai *damage initiation criteria*:

$$\sigma_i = \sigma_i^0 \quad (2.17)$$

dan pemisahan pada saat *damage onset* adalah :

$$\delta_i^0 = \sigma_i^0 / \dot{K}_i \quad (2.18)$$

Setelah *damage onset*, *interface* material mulai kehilangan kekakuannya (garis OB gambar 2.6) ingat bahwasannya ada banyak *damage* variabel D_i, D_{II}, D_{III} , yang harus ditentukan



BAB II TINJAUAN PUSTAKA

selama analisa. *Damage* variabel harus memenuhi kriteria sebagai berikut :

- $D = 0$, sampai *damage onset* (garis OA, gambar 2.6) *interface* material belum mengalami *damage*, masih mempertahankan kekakuan awal.
- $0 < D < 1$, secara bertahap material kehilangan kekakuannya (garis OA-OC, gambar 2.6).
- $D = 1$ pada saat titik *fracture* (titik C, gambar 2.6) dimana tidak ada lagi kekakuan yang berarti tidak adanya *stress* yang terdapat pada *interface*.

Berdasarkan gambar 2.6 didapatkan:

$$D_i = \begin{cases} 0, \delta_i \leq \delta_i^0 \\ 0, \delta_i = \delta_i^c \end{cases} \quad (2.19)$$

Pada tegangan-regangan menurut gambar 2.6, perilaku *cohesive* digambarkan sebagai *stress softening*. Hal ini berarti setelah *damage onset*, di titik σ_i memiliki nilai yang lebih rendah daripada σ_i^0 . Metode CZM masih menggunakan asumsi klasik dari *continuum damage mechanic*. Oleh karena itu, pemberian beban pada titik tertentu misal titik B pada garis menyebabkan material kembali ke titik asalnya. (Barbero, 2014)

Pada titik C, terjadi total *fracture* dari ikatan *cohesive*, ketika kekakuan dari *interface* berkurang ke 0, berdasarkan fakta bahwa *total loss* dari kekakuan dan *total loss* dari *cohesive stress transfer* tidak berdampak sampai titik C. CZM berhubungan dengan kriteria perambatan *crack* Griffith, luas daerah pada kurva $(\sigma-\delta)$ sama dengan nilai ERR kritisi G_{ic} .

$$\delta_i^c = 2G_{ic} / \sigma_i^0 \quad (2.20)$$

dimana ada nilai ERR untuk setiap mode kerusakan G_{ic} dengan $i = I, II, III$ menunjukkan nilai ERR untuk setiap mode. Nilai ERR



BAB II TINJAUAN PUSTAKA

adalah nilai yang dibutuhkan untuk analisa menggunakan metode CZM sebagai tambahan dari 3 nilai σ_i^0 dan 3 nilai *interface stiffness* K_i . Oleh karena itu, kekurangan dari CZM adalah terlalu banyak variabel eksperimen yang dibutuhkan. Dengan mensubstitusi persamaan (2.17) dan persamaan (2.18) didapatkan:

$$D_i = 1 - \frac{\sigma_i \delta_i}{\sigma_i^0 \delta_i} \quad (2.21)$$

dengan menyamakan segitiga BB'C dan AA'C didapatkan

$$\frac{\sigma_i}{\sigma_i^0} = \frac{\delta_i^0 - \delta_i}{\delta_i^0 - \delta_i^c} \quad (2.22)$$

setelah disubstitusi dengan persamaan (2.21) didapatkan

$$D_i = \frac{\delta_i^c (\delta_i - \delta_i^0)}{\delta_i (\delta_i^c - \delta_i^0)} \quad (2.23)$$

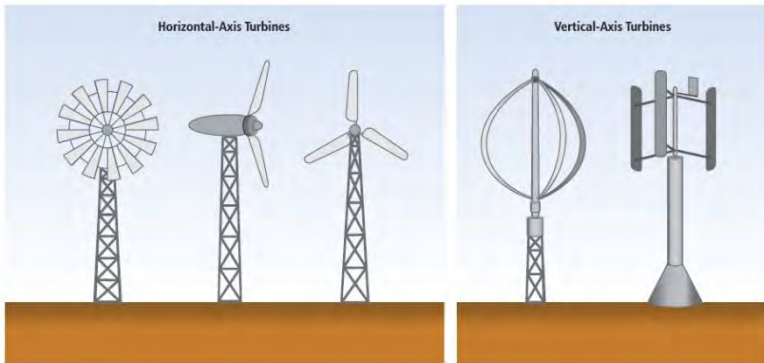
dengan persamaan tersebut, damage variabel D_i dapat dihitung sebagai fungsi relatif pemisahan antara permukaan lamina δ_i yang dikalkulasikan menggunakan *finite element* dan nilai δ_i^0 dan δ_i^c telah dihitung sebelumnya. (Barbero, 2014)

2.4 Desain Struktur Turbin Angin

Pada tahun 1970 sampai 1980-an berbagai jenis konfigurasi turbin angin diinvestigasi termasuk desain turbin angin horizontal dan vertical axis (Gambar 2.8). Secara bertahap desain turbin angin horizontal axis mendominasi. Setelah beberapa periode pengembangan, desain turbin angin mengerucut (dengan beberapa pengecualian) pada bentuk dengan rotor tiga bilah, peletakan bilah turbin menghadap *upwind* mencegah tower menghalangi aliran udara pada bilah sehingga memproduksi *aerodynamic noise* dan beban yang lebih besar, sementara desain turbin angin dengan tiga bilah memiliki emisi suara yang lebih rendah daripada desain rotor dengan dua bilah. (EWEA, 2009).



BAB II TINJAUAN PUSTAKA



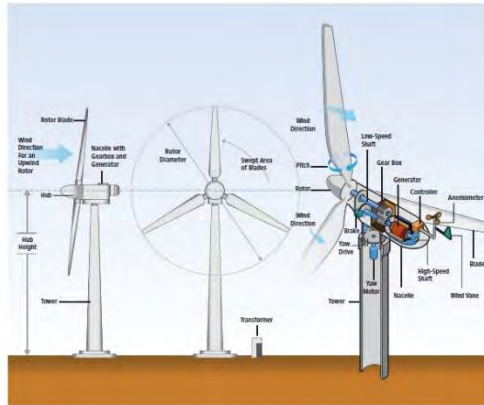
Gambar 2.8 Desain awal turbin angin horizontal dan vertikal (South *et al.*,1983)

Pada turbin horizontal, tiga buah bilah dihubungkan dengan *hub* dan *main shaft*, dimana tenaga ditransfer pada generator. *Main shaft* dan *main bearing*, gearbox, generator dan sistem kontrol ditempatkan dalam bangunan yang disebut *nacelle*. Gambar 2.9 menunjukkan komponen dari turbin angin modern dengan gearbox, pada turbin angin tanpa gearbox, rotor dipasangkan langsung pada *shaft* generator. *Blade* biasanya terbuat dari material komposit dan tower terbuat dari baja tubular yang mengerucut dari bawah ke *nacelle* diatas (EWEA,2009).

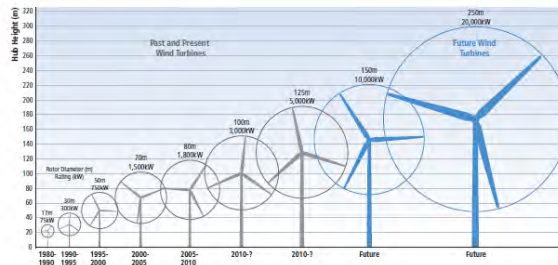
Selama lebih dari 30 tahun, ukuran rata-rata turbin angin meningkat secara signifikan (gambar 2.10), dengan turbin angin yang terpasang secara umum pada tahun 2009 memiliki kapasitas rata-rata 1.5 sampai 2.5 MW. Ukuran rata-rata turbin angin yang terpasang pada tahun 2009 mencapai 1.6 MW (BTM,2010).



BAB II TINJAUAN PUSTAKA



Gambar 2.9 Komponen dasar modern horizontal-axis *wind* turbin dengan gearbox (Didesain oleh *National Renewable Energy Laboratory*(NREL))



Gambar 2.10 Perkembangan ukuran turbin angin komersil (NREL,)

2.5 Desain Model Bilah Rotor Turbin Angin

Gambar 2.11 mengilustrasikan penampang melintang dari bilah turbin angin. Istilah “*flapwise*” dan “*edgewise*” digunakan untuk mendefinisikan pembebanan yang tegak lurus atau paralel terhadap airfoil chord line. *Spar cap* memiliki laminate yang relatif tebal dengan struktur komposit *unidirectional* dan merupakan kekuatan utama untuk menahan beban *bending*

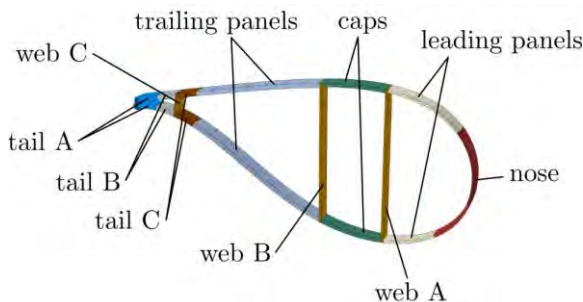


BAB II TINJAUAN PUSTAKA

flapwise. Kulit bilah (*blade skin*) pada umumnya tersusun atas *biaxial* atau *triaxial fiberglass* dengan inti (*core*) balsa atau busa digunakan sebagai penahan *buckling*. Dalam perkembangannya, bilah rotor turbin angin telah dibuat menggunakan *fiberglass laminate* atau menggunakan komponen utama *fiberglass* dengan penggunaan *carbon* untuk penguat lokal tambahan. (Sorensen, 2005)

Desain dari bilah turbin angin adalah pemilihan antara bentuk aerodinamis dan struktural (kekakuan). Desain aerodinamis mendominasi pada dua pertiga bagian luar bilah turbin angin sedangkan pertimbangan struktural lebih penting pada sepertiga bagian dalam bilah turbin angin. Secara struktural, turbin angin berbentuk cangkang (*hollow*), dengan geometri dibentuk dari dua *shell*. Satu berada pada bagian *suction side* dan yang lain berada pada *pressure side*.

Terdapat berbagai jenis material dan teknik manufaktur yang digunakan pada industri turbin angin saat ini. Saat ini teknologi manufaktur bilah turbin angin berdasarkan pada penggunaan komposit *thermo-setting*. Kombinasi material yang digunakan didominasi oleh komposit laminat dengan batang baja pada bagian dasarnya (*root*) dan dihubungkan menggunakan *bolt* dengan *polyester*, *vinyl ester* dan *epoxy resin* dengan penguat kayu, *glass* dan karbon fiber (Jensen, 2008)



Gambar 2. 11 Penampang melintang bilah turbin angin (Bak, 2013)



2.6 Delaminasi pada Turbin Angin

Perilaku delaminasi pada turbin angin telah banyak diteliti. Overgaard et al. menginvestigasi secara eksperimental dan numerikal collapsenya struktur bilah turbin angin dan menemukan bahwa runtuhnya struktur disebabkan oleh multiple buckling pada proses delaminasi. Haselbach et al. juga menginvestigasi secara finite element terjadinya delaminasi pada turbin DTU 10 MW dengan mengambil section dari 41.65-50.3 m dari blade root, menemukan bahwa dengan initial delaminasi 30%-50% pada cap dekat dengan permukaan akan menyebabkan pertumbuhan delaminasi dengan pembebanan operasional yang normal dan menyebabkan local cap buckling. Pendekatan secara eksperimental dan finite element dilakukan oleh Chen et al. dan menemukan bahwa akumulasi delaminasi terjadi pada spar cap dan shear web dimana menjadi penyebab terjadinya collapse.



(a)



BAB II TINJAUAN PUSTAKA



(b)

Gambar 2.12 Terjadinya delaminasi dan akumulasi delaminasi pada wilayah transisi. (a) bagian *cross section*. (b) Bagian luar(Chen, 2014)

2.7 *Finite Element Modelling* pada Turbin Angin

Hanya sedikit publikasi dari *Finite Element* (FE) *modelling* dan analisis struktural dari turbin angin yang tersedia pada literatur referensi. Kebanyakan penelitian yang telah terselesaikan dalam *finite element analysis* dari turbin angin adalah model FE global dari keseluruhan *blade*. *Buckling* merupakan salah satu penelitian terhadap desain struktur. Selain itu, masalah yang sering menjadi perhatian juga adalah *bend-twist coupling* pada bilah turbin angin. Area penelitian ini menjadi bertambah penting sebagaimana ukuran turbin angin menjadi semakin besar sehingga menyebabkan instabilitas seperti yang telah diketahui pada desain bilah helikopter(Jensen,2009)

2.8 Perkembangan Penelitian Delaminasi Terkait Turbin Angin.

Beberapa penelitian sudah dilakukan berkaitan dengan delaminasi pada Turbin Angin. Rangkuman beberapa penelitian tersebut dapat dilihat sebagai berikut:

Tabel 2.1 Penelitian Sebelumnya

1.	Judul	<i>The Effect of Delamination on Local Buckling in Wind Turbine Blade (2015)</i>
	Peneliti	P.U Haselbach, R.D Bitsche, K. Branner



BAB II TINJAUAN PUSTAKA

	Metode	Menggunakan Finite Elemen dengan metode cohesive zone. Blade DTU 10 MW section dari 41,65m sampai 50.3 m dimodelkan dalam software Abaqus. Delaminasi terletak ditengah caps. Variasi delaminasi berupa letak, kedalaman, dan ukuran delaminasi (30%-50% lebar cap). Delaminasi menggunakan cohesive eksponensial dan bilinier metode yang kemudian divalidasi dengan Numerical analysis.
	Hasil	Delaminasi menyebabkan <i>near-surface buckling modes</i> yang termasuk kritis terhadap sublaminat <i>buckling</i> dibawah desain pembebanan.
2.	Judul	<i>Failure Test and Finite Element Simulation of a Large Wind Turbine Composite Blade Under Static Loading (2015)</i>
	Peneliti	Xiao Chen, Wei Zhao, Xiao Lu Zhao dan Jian Zhong Xu
	Metode	Penelitian secara Eksperimental <i>full scale</i> dan <i>finite element</i> pada turbin angin 52.3 m. Pembebanan statik <i>bending load</i> dilakukan pada <i>full scale</i> eksperimen. FE modelling menggunakan pendekatan teknik PFA
	Hasil	Akumulasi delaminasi terdapat pada <i>spar cap</i> dan <i>shear web</i> pada <i>transision region</i>
3.	Judul	<i>Structural collapse of wind turbine blade. Part B: Progressive interlaminar failure model(2010)</i>
	Peneliti	L.C.T Overgaard, E. Lund
	Metode	Mengimplementasikan numerikal desain methodologis untuk analisis <i>three dimensional interlaminar progressive failure finite element analysis</i> (PFEA) dalam geometri <i>non-linear</i>
	Hasil	Prediksi numerikal model berkorelasi terhadap



BAB II TINJAUAN PUSTAKA

		penemuan eksperimental dan observasi pada <i>pre-instability</i> respon
4.	Judul	<i>The identification of structural sensitive zones subject to failure in a wind turbine blade using nodal displacement based finite element sub-modeling(2016)</i>
	Peneliti	Owaisur Rahman Shah, Mostapha Tarfaoui
	Metode	Dua eksperimen dilakukan. Eksperimen pertama dilakukan pada <i>coupon level</i> untuk mengkarakterisasi material dan interlaminar/ <i>bonding interface element</i> . Eksperimen kedua menerapkan <i>full scale test complete blade</i> dalam pembebanan statis. Teknik <i>Sub modeling nodal</i> digunakan untuk mendiskret <i>complete finit element model</i> .
	Hasil	Tipe <i>nodal displacement</i> berbasis <i>sub-modeling</i> dapat digunakan untuk menentukan <i>weak points</i> dalam struktur dalam pembebanan ekstrim
5.	Judul	<i>Defect distribution and reliability assessment of wind turbine blades(2011)</i>
	Peneliti	Henrik Stensgaard Toft, Kim Branner, Peter Berring dan John Dalsgaard Sorensen
	Metode	Dua model stokastik untuk distribusi cacat pada bilah turbin angin digunakan. Distribusi cacat untuk dua model diilustrasikan oleh contoh numerik dalam bentuk <i>main spar</i> pada bilah turbin angin.
	Hasil	Cacat pada bilah turbin angin seringkali merupakan hasil dari proses produksi, dan akan mempengaruhi keandalan bilah, tergantung pada jumlah, jenis, ukuran, dan lokasi. Dalam contoh numerik, keandalan <i>generic blade model</i> dianggap dalam bentuk <i>delaminations</i> sesuai toleransi kerusakan. Jika delaminasi terdistribusi secara acak pada bilah, maka



BAB II TINJAUAN PUSTAKA

		pengurangan keandalan secara signifikan diperoleh ketika cacat disertakan.
6.	Judul	<i>Static test until structural collapse after fatigue testing of a full-scale wind turbine blade(2016)</i>
	Peneliti	Hak Gu Lee dan Jisang Park
	Metode	Tesblade 48.3m glass/epoxy dipasang pada <i>steel block</i> dengan jarak 12,5 m, 19m, 28m,38m, dan 44,5m dari blade root dan diaplikasikan beban statis
	Hasil	Selama pembebanan <i>edgewise</i> pengelupasan terjadi pada garis <i>trailing edge</i> yang menyebabkan delaminasi. Selama pembebanan negatif <i>flapwise</i> , <i>interfacial failure</i> pada <i>bonding line</i> terjadi.
7.	Judul	<i>Delamination in flat and curved composite laminates subjected to compressive load(2002)</i>
	Peneliti	G.J Short, F.J Guild, M.J Pavier
	Metode	Metode yang digunakan adalah metode eksperimental dimana tiap laminat (<i>flat&curve</i>) diuji dengan beban kompresi. Metode finit elemen digunakan untuk memprediksi <i>displacemen</i> dan kegagalan sebagai pembanding pengujian eksperimental.
	Hasil	Kesetaraan prediksi finit elemen dan pengukuran eksperimental terhadap perilaku defleksi dari laminat datar dan melengkung. Prediksi finit elemen bergantung pada keakuratan model dari perilaku <i>displacement</i> yang ditemukan sensitif terhadap <i>boundary condition</i> pada laminat lengkung
8.	Judul	<i>An high order Mixed Interpolation Tensorial Components (MITC) shell element approach for modeling the buckling behavior of delaminated composites (2014)</i>
	Peneliti	Marco Gaiotti, Cesare M.Rizzo, Kim Branner



BAB II TINJAUAN PUSTAKA

		dan Peter Berring
	Metode	Penggunaan interpolasi campuran <i>Mixed Approach</i> (MITC) dalam meningkatkan general <i>shell element</i>
	Hasil	<i>Numerical model</i> elemen shell sangat cocok baik data eksperimen, terutama untuk <i>infused panel</i> .Dapat merepresentasikan kekakuan kompresif dari panel dan dapat memprediksi <i>buckling</i>
9	Judul	<i>On Computational Modeling of Postbuckling Behavior of Composite Laminates Containing Single and Multiple Through-the-width Delaminations Using Interface Elements with Cohesive Law (2015).</i>
	Peneliti	Bijan Mohammadi, Farhad Shahabi
	Metode	Menggunakan metode <i>modelling</i> (Ansys) yatu delaminasi tengah pada koposit T300/976 <i>graphite-epoxy</i> . Penelitian ini untuk mengetahui pengaruh ukuran, letak, distribusi, dan arah serat delaminasi pada komposit setelah diberikan beban kompresi. metode yang digunakan yaitu menggunakan <i>bilinier cohesive element</i> , lalu hasilnya divalidasi dengan numerical dan eksperimental hasil penelitian Chang (1995).
	Hasil	Hasil penelitian yang dilakukan oleh Mohammadi menunjukkan hasil yang baik dan selaras dengan hasil eksperimen.
10	Judul	<i>An Interface Element for the Simulation of Delamination in Unidirectional Fiber-reinforced Composite Laminates (2007)</i>
	Peneliti	C. Balzani, W. Wagner
	Metode	Menggunakan metode <i>modelling</i> dengan hukum <i>cohesive zone</i> , material yang digunakan adalah AS-4/PEEK dengan ukuran panjang =



BAB II TINJAUAN PUSTAKA

		150 mm, lebar = 25.4 mm dan ketebalan $2h = 3.05$ mm. Pada test DCB yang digunakan adalah murni mode I dengan beban kompresi dan delaminasi diletakkan pada tengah. sementara tes menggunakan <i>mixed mode</i> dilakukan dengan <i>End Notched Flexure</i> (ENF) dengan ukuran delaminasi (A_0) yang bervariasi. Penelitian ini dilakukan untuk membandingkan dengan penelitian Camanho, Da'vila (2002) dan Ortiz, Pandolfi (1999).
	Hasil	Kedua hukum kohesive elemen yang dikembangkan oleh Camanho, Da'vila (2002) dan Ortiz, Pandolfi (1999) mampu mengembangkan dengan baik fenomena delaminasi namun metode <i>linier softening model</i> yang dikembangkan oleh Camanho, Da'vila (2002) gagal meng- <i>converge</i> pada beberapa <i>finite element</i> .

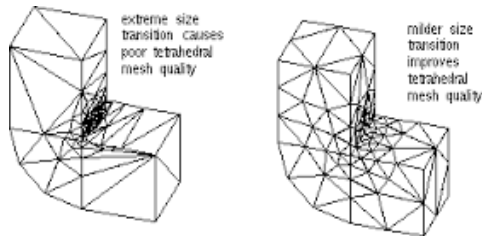
2.9 Metode Elemen Hingga

Metode Elemen Hingga (FEM) merupakan salah satu metode numerik yang dapat digunakan untuk menyelesaikan masalah *engineering*. Metode elemen hingga ini mengkombinasikan beberapa konsep persamaan matematika untuk memproduksi sistem persamaan linier atau persamaan nonlinier. Dalam metode ini seluruh masalah yang kompleks seperti variasi bentuk, kondisi batas dan beban diselesaikan dengan metode pendekatan. Jumlah persamaan ini sangat banyak, mulai dari 20 sampai 20000 bahkan lebih untuk mengatasi persoalan dengan komputer. Metode elemen hingga adalah dasar dari program komputasional komputer (J. Larry, 1984).

Penggunaan *numerical solution* dengan Metode Elemen Hingga ini memotong beberapa struktur menjadi kotak kotak elemen tertentu. Dimana setiap elemen dihubungkan oleh *node* tertentu. Untuk lebih jelasnya lihat gambar 2.6 di bawah ini



BAB II TINJAUAN PUSTAKA



Gambar 2.13 Elemen dan Node dengan Metode Elemen Hingga. (ANSYS help,2013)

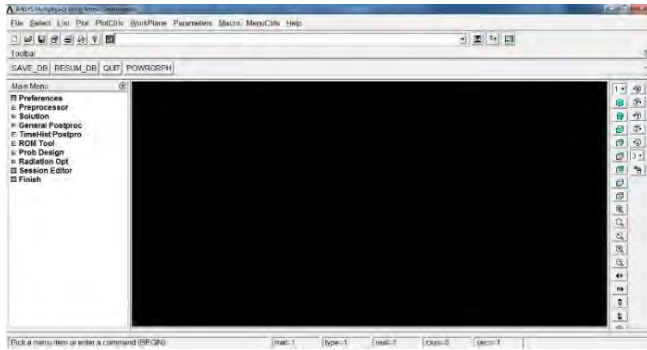
Banyak *software* komersial tersedia yang menggunakan metode elemen hingga (*finite element*) diantaranya adalah GT STRUDL, CATIA, StruCAD, SAP2000, ABAQUS, FLUENT, ALGOR, IDEAS, CFX, ANSYS, MSC NASTRAN, MSC PATRAN dll. Namun pada penelitian ini memfokuskan penggunaan perangkat lunak ANSYS.

2.10 ANSYS *Software*

ANSYS merupakan sebuah *software* berbasis *finite element method* yang dapat digunakan untuk analisa tegangan, temperatur, dan elektromagnetik dll. ANSYS apdl adalah salah satu jenis ANSYS *parametric design language* dan dapat digunakan untuk membangun model dengan parameter tertentu (ANSYS Help, 2013).



BAB II TINJAUAN PUSTAKA



Gambar 2.14 Antar muka ANSYS APDL

(Halaman ini sengaja dikosongkan)

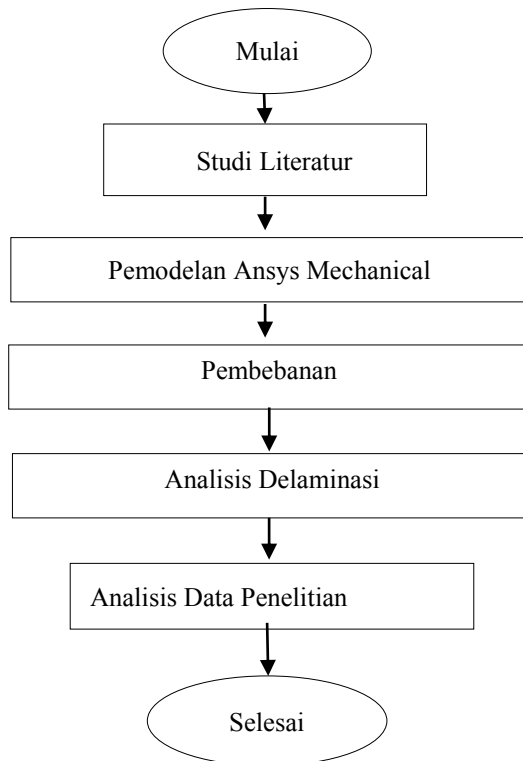


BAB III METODE PENELITIAN

Bab III berisi metode yang digunakan dalam penelitian, spesifikasi material komposit, dan pemodelan yang dilakukan dengan menggunakan *software* elemen hingga.

3.1. Diagram Alir

Adapun diagram alir adalah sebagai berikut :



Gambar 3.1 Diagram Alir Penelitian



BAB III METODE PENELITIAN

3.2. Spesifikasi Material

Properties dari material komposit dan model *cohesive* disajikan dibawah ini.

3.2.1. Material Komposit

Material komposit yang digunakan adalah *E-Glass/epoxy prepeg*. Untuk sifat mekanik komposit *E-Glass/Epoxy* lamina disajikan pada Tabel dibawah ini:

Tabel 3.1 Sifat Mekanik Komposit (Hasselbach,2015)

Modulus Young arah x (GPa) E_1	41.63
Modulus Young arah y (GPa) E_2	14,93
Modulus Young arah z (GPa) E_3	13.43
Poisson Ratio arah xy	0.2675
Poisson Ratio arah xz	0.2675
Poisson Ratio arah yz	0.3301
Modulus geser arah xy (GPa)	5.047
Modulus geser arah xz (GPa)	5.047
Modulus geser arah yz (GPa)	5.047

3.2.2. Cohesive Zone Model

Cohesive zone properties yang digunakan pada penelitian ini berdasarkan literatur yang sama yang disajikan secara lengkap pada Tabel dibawah ini

Tabel 3.2 Cohesive Zone Properties (Hasselbach,2015)

G_{Ic} (J/m ²)	200
G_{IIc} (J/m ²)	1000
G_{IIIc} (J/m ²)	1000

3.3. Peralatan

Proses penelitian yang dilakukan menggunakan peralatan berupa perangkat lunak atau *software* sebagai berikut :



1. *Solidwork*

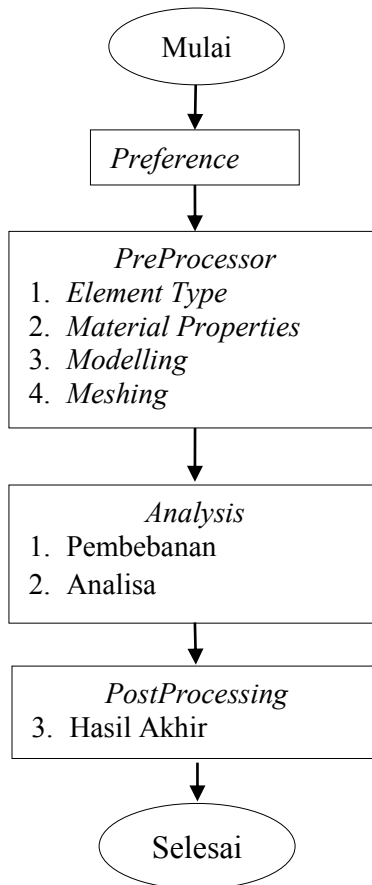
Peralatan yang digunakan dalam penelitian berupa perangkat lunak pemodelan tiga dimensi Solidwork Premium 2013 yang digunakan untuk membuat desain geometri yang akan digunakan dalam ANSYS

2. *Ansys Mechanical APDL*

Peralatan yang digunakan dalam penelitian berupa perangkat lunak (*software*) berbasis elemen hingga yaitu ANSYS dengan modul *Mechanical APDL Release 17.0* yang digunakan untuk membuat simulasi delaminasi.



3.4 Proses Penelitian pada Ansys

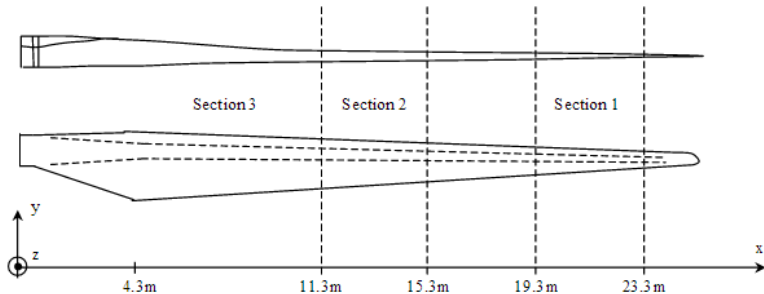


Gambar 3.2 Diagram Alir Pemodelan



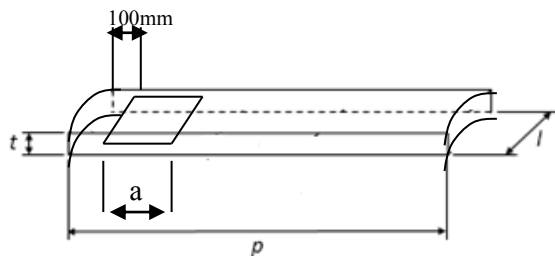
3.4.1 Pemodelan Part Turbin Angin

Turbin angin menggunakan acuan ukuran 25 meter dengan fokus penelitian delaminasi terdapat pada bagian yang menerima beban structural yaitu pada bagian *main spar*.



Gambar 3.3 Desain blade turbin angin 25 m

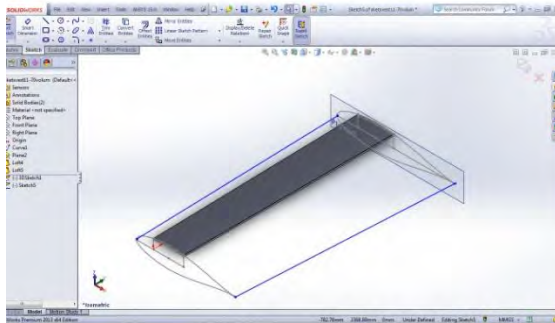
Dengan masif dan kompleksnya geometri dari turbin angin penelitian terhadap delaminasi di simplifikasi terhadap daerah dimana terjadinya delaminasi sangat penting berpengaruh terhadap kekuatan struktural dari turbin angin sehingga diambil bagian *main spar/caps. Section* yang diambil berada pada panjang 9.5m-13.2m dari root yaitu sebesar 3700 mm dengan tebal 29 mm dan memiliki beberapa layer (n_{layer}). Lebar bagian di dekat *root* sebesar 640 mm dan lebar pada ujung lain sebesar 540 mm



Gambar 3.4 Peletakan *initial crack*

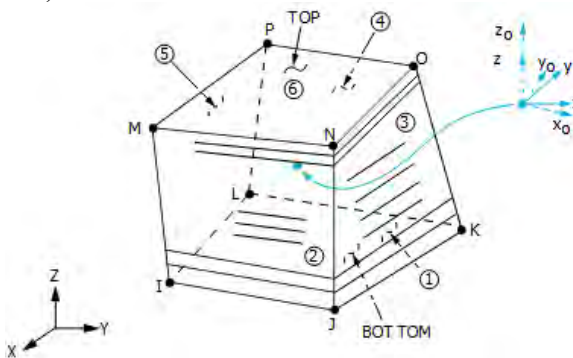


BAB III METODE PENELITIAN



Gambar 3.5 Pemodelan section main spar

Pada pemodelan komposit dalam ANSYS, elemen yang digunakan pada komposit adalah 8-node solid element (SOLID185).



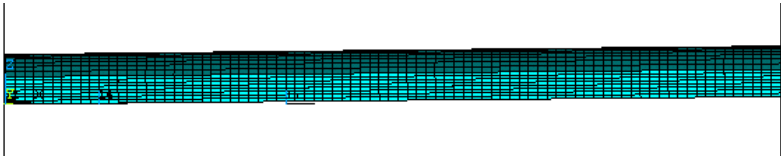
Gambar 3.6 Geometri elemen SOLID185
(Ansys 17 user manual)

Gambar 3.6 menunjukkan geometri elemen SOLID185 dimana memiliki 8 *node* yang memiliki 3 derajat kebebasan (*degree of freedom*) arah x,y dan z pada setiap *node*-nya dan mampu memodelkan material solid dan komposit. Sedangkan jenis material yang digunakan pada komposit adalah orthotropik.



Gambar 3.7 Pemodelan volum ANSYS

Gambar 3.7 menunjukkan pemodelan volume material komposit dengan ansys. Sementara itu metode *Meshing* yang digunakan adalah *Sweep per line* dengan elemen *hexahedron*. Ukuran elemen memiliki kerapatan 10 mm pada arah panjang seperti gambar dibawah ini.

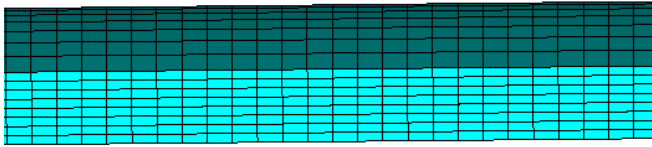


Gambar 3.8 Hasil *meshing* pada komposit

Hasil *meshing* pada spesimen komposit ditunjukkan oleh gambar 3.8 sementara lamina pada komposit di integrasikan kedalam *software* Ansys melalui *section command*.



BAB III METODE PENELITIAN

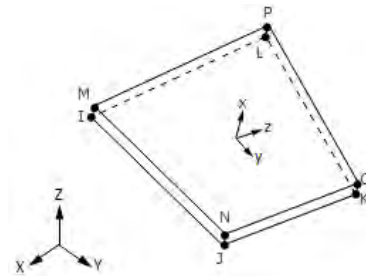


Gambar 3.9 Lamina pada material komposit

Gambar 3.9 menunjukkan hasil *meshing* setelah dimasukkannya *section command* pada komposit jumlah *meshing* 1 elemen pada setiap laminanya.

3.4.2 Pemodelan *Cohesive Zone*

Permodelan *Cohesive Zone* disini menggunakan *interface element* dengan hukum *bilinier Cohesive Zone Modelling (CZM)* dimana area *cohesive* diletakkan diantara volume komposit yang tidak mengalami delaminasi. Jenis elemen yang digunakan adalah *cohesive 8 node 205 (INTER205)*.



Gambar 3.10 Geometri Element INTER205
(Ansys User Manual)

Gambar 3.10 menunjukkan geometri INTER205 dengan 3 derajat kebebasan x,y,dan z. Elemen ini merupakan pasangan dari elemen SOLID185 untuk pemodelan delaminasi secara 3 dimensi.



3.4.3 Parameter Uji dan Konfigurasi Geometri

Untuk mengetahui pengaruh panjang *initial crack*, panjang *initial crack*, konfigurasi *lay-up*, dan distribusi *initial crack* terhadap respon delaminasi pada komposit, maka ada beberapa parameter yang digunakan dalam penelitian kali ini diantaranya adalah sebagai berikut:

Tabel 3.3 Parameter Uji dan Konfigurasi Geometri

Case	Lay-ups	Letak	Initial Crack (a)	Displacement (Δ)
1	$[0_4/0_4]$	100 mm dari tepi pembebanan	400	20 50 100
		100 mm dari tepi pembebanan	200	20 50 100
2	$[(\pm 45)_2/0/-45//+45/0/(\pm 45)_2]$	100 mm dari tepi pembebanan	400	20 50 100
		100 mm dari tepi pembebanan	200	20 50 100
3	$[(\pm 45)_2/0/(\pm 45)_2/0/(\pm 45)_2]$	100 mm dari tepi pembebanan	400	20



BAB III METODE PENELITIAN

				50 100
		100 mm dari tepi pembebanan	200	20 50 100
4	$[0_8//0_8]$	100 mm dari tepi pembebanan	400	20 50 100
		100 mm dari tepi pembebanan	200	20 50 100
5	$[(\pm 45)_2/0_4/(\pm 45)_2 // (\pm 45)_2/0_4/(\pm 45)_2]$	100 mm dari tepi pembebanan	400	20 50 100
		100 mm dari tepi pembebanan	200	20 50 100
6	$[(\pm 45)_2/0_4/(\pm 45)_2 // (\pm 45)_2/0_4/(\pm 45)_2]$	100 mm dari tepi pembebanan	400	20 50 100
		100 mm dari tepi pembebanan	200	20



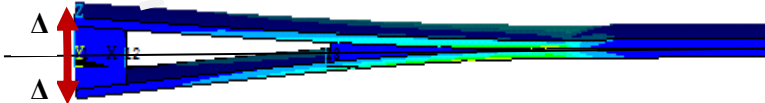
BAB III METODE PENELITIAN

				50
				100

Pada tabel 3.3 tanda 0_n , 0 menunjukkan bahwa orientasi arah serat adalah 0 derajat, dan n menunjukkan jumlah lamina, sementara tanda (//) menunjukkan adanya delaminasi. Pada penelitian ini digunakan 2 jumlah layer yaitu 8 layer dan 16 layer dengan konfigurasi arah serat 0 derajat dan kombinasi layer ± 45 derajat dengan 0 derajat seperti dalam tabel 3.3.

3.4.4 Pembebanan

Pembebanan pada proses ini hanya meliputi analisa statik struktural, yaitu pemberian beban *displacement* yang diberikan kepada material komposit.



Gambar 3.11 Pemberian beban pada model di Ansys

Pada Gambar 3.11 menunjukkan pemberian beban *displacement* (panah warna merah) diujung material komposit, sementara di bagian ujung lain (arah root turbin angin) diberikan constraint, *initial crack* diletakan pada jarak 100 mm dari beban *displacement* diujung dan ditunjukkan dengan warna putih.

(Halaman ini sengaja dikosongkan)



BAB IV HASIL DAN PEMBAHASAN

BAB IV HASIL DAN PEMBAHASAN

4.1 Displacement dan Reaction Force pada tiap kasus

Setelah dilakukan pengujian menggunakan ANSYS pada didapatkan data peak reaction force dari tiap-tiap kasus simulasi. Adapun hasil pemodelan dengan ANSYS pada kasus simulasi yang telah dilakukan disajikan dalam tabel berikut:

Tabel 4.1 Hasil Simulasi Delaminasi

Case	Lay-up	Letak	Initial Crack	displacement	Peak Reaction Force (N)	
					Atas	Bawah
1	[0 ₄ //0 ₄]	Tengah	400	20	3749.518	3760.8591
				50	3757.473	2701.2886
				100	3836.214	3826.8868
		Tengah	200	20	5193.56	5192.9251
				50	5194.675	5194.0928
				100	5309.208	5308.6261
2	[(±45) ₂ /0/-45//+45/0/(±45) ₂]	Tengah	400	20	3453.332	2770.9501
				50	3438.15	3421.3372
				100	3565.45	3557.7486
		Tengah	200	20	5025.395	5022.7767
				50	5016.294	5013.501
				100	5161.334	5157.6839
3	[(±45) ₂ /0/(±45) ₂ //0/(±45) ₂]	Tengah	400	20	3434.025	3449.7457
				50	3434.039	3449.7659
				100	3444.657	3460.773
		Tengah	200	20	4851.849	4858.726

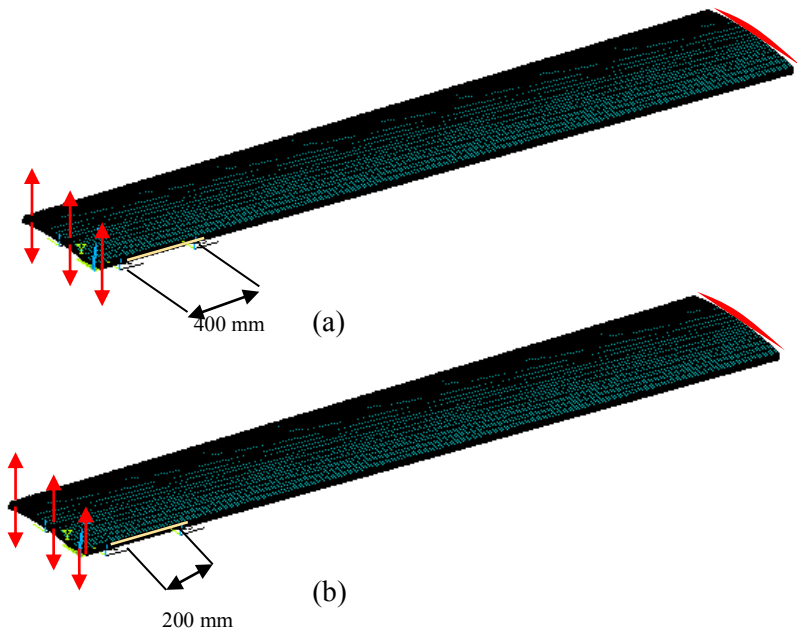


BAB IV HASIL DAN PEMBAHASAN

				50	4749.133	4756.2007
				100	4890.167	4897.2003
4	[0 ₈ //0 ₈]	Tengah	400	20	3756.678	3754.935
				50	3745	3727.6054
				100	3816.395	3812.7586
	Tengah	200		20	5147.055	5146.4212
				50	5148.095	5147.5233
				100	5262.272	5261.7032
5	[(±45) ₂ / 0 ₄ /(±45) 2// (±45) ₂ /0 ₄ /(±45) 2]	Tengah	400	20	3602.034	3598.223
				50	3606.124	3601.3791
				100	3711.889	3703.4948
	Tengah	200		20	5151.083	5149.1579
				50	5120.315	5117.9458
				100	5343.613	5340.759
6	[(±45) ₂ / 0 ₄ /(±45) 2// (±45) ₂ / /0 ₄ /(±45) 2]	Tengah	400	20	3646.139	3666.646
				50	3395.816	3635.4525
				100	3607.324	3627.616
	Tengah	200		20	5014.895	5025.5325
				50	5046.6	5057.7531
				100	5168.142	5186.0616

4.2 Pengaruh Panjang Initial Crack Terhadap Respon Delaminasi pada Layer Sub-Bagian Turbin Angin

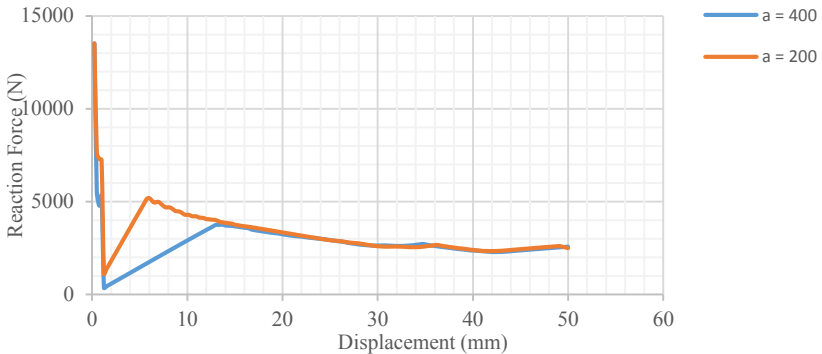
Gambar 4.1 menunjukkan delaminasi dengan panjang *initial crack* yang berbeda dimana pada *case 1*, panjang *initial crack* (a) (ditunjukkan oleh warna kuning) sebesar 400 mm, dan panjang *initial crack* kedua (b) sebesar 200 mm. Pemberian beban *displacement* ke arah sumbu z, dengan ditarik di kedua arah baik z positif maupun z negatif dan *constraint* terletak pada ujung terdekat dengan root pada turbin angin (warna merah).



Gambar 4.1 Panjang *Initial Crack*
Case 1(a)400 mm; (b) 200 mm.



BAB IV HASIL DAN PEMBAHASAN



Gambar 4. 2 Kurva Reaction Force-Displacement
case 1 ($a = 400$ mm) dan ($a = 200$ mm)

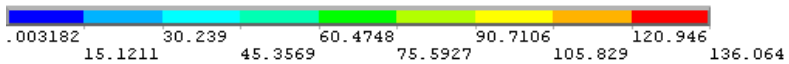
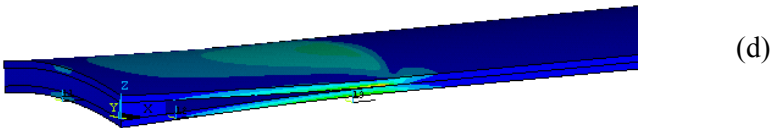
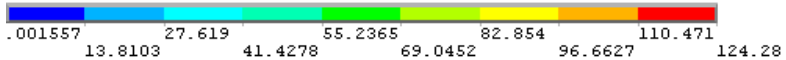
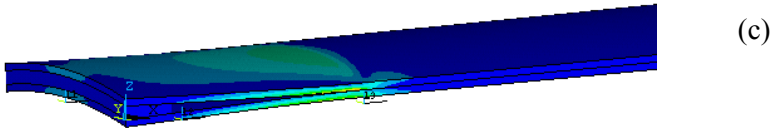
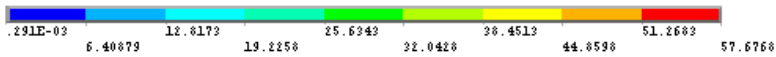
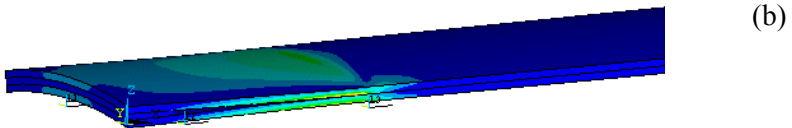
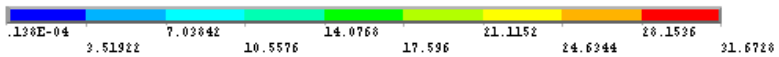
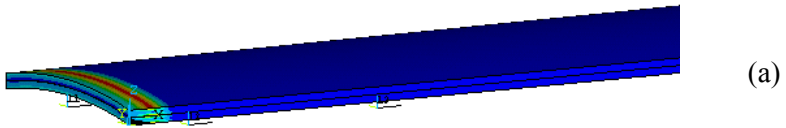
Pada gambar 4.2 diatas, *case 1* dengan $a = 400$ mm ditunjukkan oleh garis warna biru, dan $a = 200$ mm ditunjukkan oleh garis berwarna merah. $a = 400$ mm memiliki *peak reaction force* sebesar 3757.473 N dengan *displacement* 13.75 mm, dan $a = 200$ mm dengan initial crack yang lebih pendek memiliki nilai *peak reaction force* sebesar 5194.675 N dan displcement 6 mm.

Pada awal pembebanan kurva berada pada titik tertinggi hal ini dikarenakan beban berusaha membuka bagian *cohesive* yang terdapat pada sebelum adanya initial crack, setelah berhasil membuka *cohesive*, maka grafik akan menurun dikarenakan terjadinya perambatan crack hingga mencapai *initial crack* yang tidak memiliki *element cohesive*. Kemudian kurva naik kembali dikarenakan pembebanan menemui *cohesive* kembali pada ujung *initial crack* hingga mencapai *peak* dimana *element cohesive* dapat terbuka kembali.

Setelah *peak*, terjadi penurunan *reaction force* yang berarti terjadinya perambatan *crack* kembali pada material komposit.

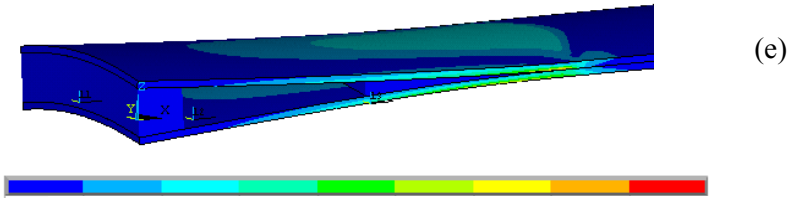


BAB IV HASIL DAN PEMBAHASAN





BAB IV HASIL DAN PEMBAHASAN



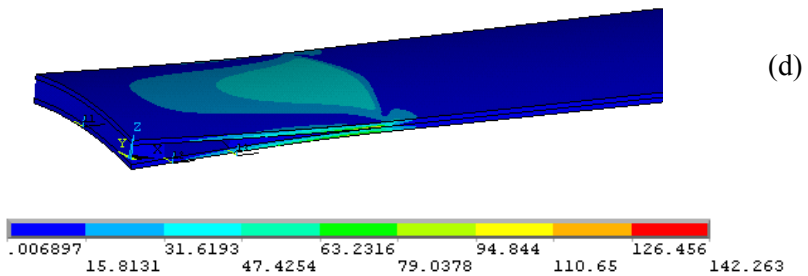
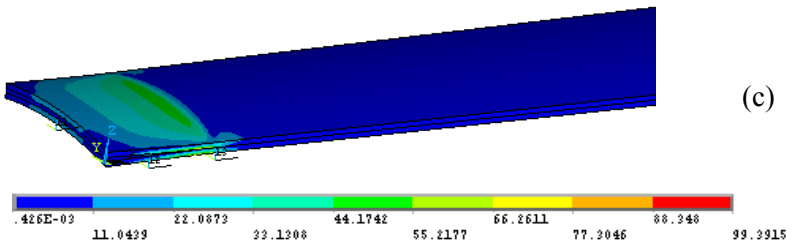
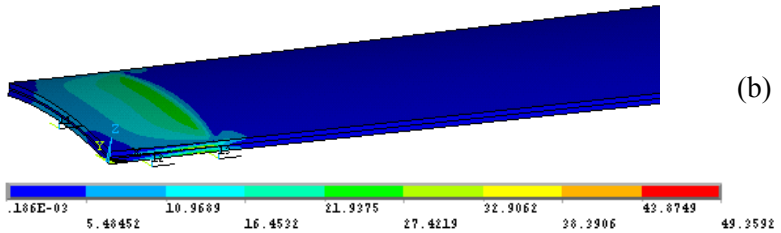
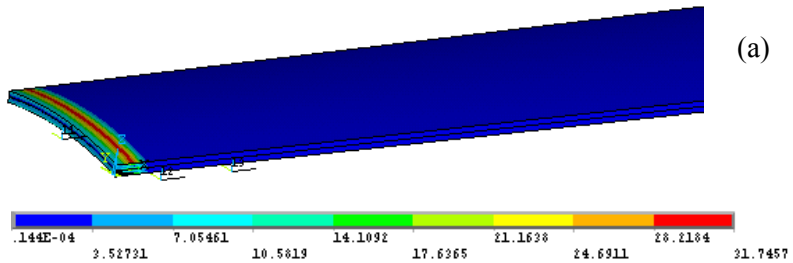
Gambar 4. 3 Distribusi Tegangan Von Misses pada *case 1* ($a = 400$ mm) saat *displacement* (a) 0.25 mm; (b) 6.5 mm; (c) 13.75 mm (max); (d) 18mm, dan; (e) 50 mm

Pada gambar 4.3 terlihat distribusi tegangan Von Misses komposit terhadap respon delaminasi pada *initial crack* $a = 400$ mm. Pada saat kenaikan *displacement* distribusi tegangan bergerak dengan tegangan tertinggi berada pada ujung pembebanan dan ujung *crack*. Pada *displacement* awal dibutuhkan *force* yang besar dikarenakan digunakan untuk membuka *interface element* pada ujung pembebanan setelah *forcemampu* membuka *interface element* maka tegangan akan turun dikarenakan terjadinya perambatan *crack* hingga berada pada ujung *initial crack* setelah itu tegangan kembali naik karena kembali menemui *interface element* hingga mencapai *peak reaction force* untuk membuka *interface element* pada ujung *initial crack* berikutnya

Turunnya distribusi tegangan Von misses ini adalah akibat dari telah terlewatnya *peak reaction force* sehingga nilai *reaction force* dan tegangan yang dibutuhkan untuk membuka *crack* menjadi kecil saat perambatan.

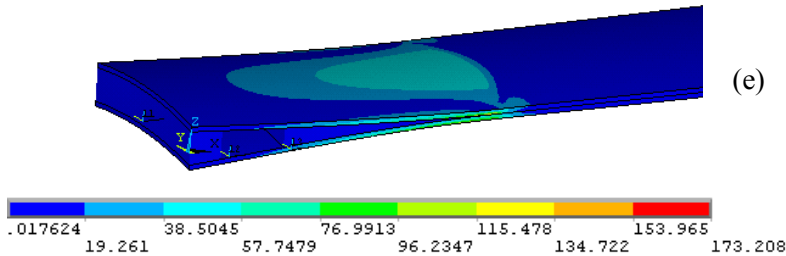


BAB IV HASIL DAN PEMBAHASAN





BAB IV HASIL DAN PEMBAHASAN



Gambar 4. 4 Distribusi Tegangan Von Misses pada *case 1* ($a = 400$ mm) saat *displacement* (a) 0.25 mm; (b) 6.5 mm; (c) 13.75 mm (max); (d) 18mm, dan; (e) 50 mm

Gambar 4.4 menunjukkan distribusi tegangan Von Misses komposit sub bagian turbin angin terhadap respon delaminasi pada *initial crack* 200 mm. Sama halnya pada model *initial crack* 400 mm, pada saat kenaikan *displacement* distribusi tegangan bergerak dengan tegangan tertinggi berada pada ujung pembebanan dan ujung crack. Pada *displacement* awal dibutuhkan *force* yang besar dikarenakan digunakan untuk membuka *interface element* pada ujung pembebanan setelah *force* mampu membuka *interface element* maka tegangan akan turun dikarenakan terjadinya perambatan crack hingga berada pada ujung *initial crack* setelah itu pembebanan kembali naik dikarenakan kembali menemui *interface element* hingga mencapai *peak reaction force* untuk membuka *interface element* pada ujung *initial crack* berikutnya. Turunnya distribusi tegangan von misses ini adalah akibat dari telah terlewatinya *peak reaction force* sehingga nilai *reaction force* yang dibutuhkan untuk membuka crack menjadi kecil saat perambatan.

Baik pada gambar 4.3 maupun gambar 4.4 menunjukkan tegangan Von Misses yang berbeda, *case* dengan nilai *initial crack* yang lebih pendek memiliki *reaction force* yang lebih besar daripada tegangan dengan *initial crack* yang lebih panjang. Jadi, semakin pendek *initial crack*-nya, *reaction force* yang dibutuhkan

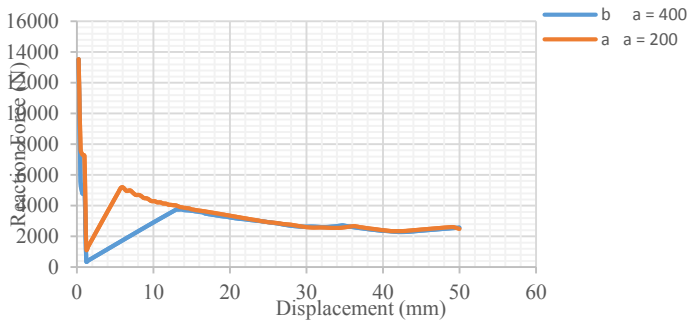


BAB IV HASIL DAN PEMBAHASAN

semakin besar, dan sebaliknya semakin panjang *initial crack*, *reaction force* yang dibutuhkan semakin kecil.

Berdasarkan teori English dalam buku “*Introduction to Contact Mechanics*” disebutkan bahwa semakin kecil *initial crack* maka energi yang dibutuhkan akan semakin besar. Sehingga hasil penelitian pada case ini sesuai dengan literatur.

Pada *case 4* juga mengalami respon yang sama. Namun untuk *peak reaction* pada masing-masing perbedaan *initial crack* dan displacement memiliki *peak reaction* sedikit lebih rendah dari *case 1*.



Gambar 4. 5 Kurva Reaction Force-Displacement *case 4* ($a=400$ mm) dan ($a=200$ mm)

4.3. Pengaruh Konfigurasi Lay-up Terhadap Respon Delaminasi pada Komposit

Untuk mengetahui bagaimana pengaruh respon delaminasi terhadap arah serat dari komposit maka kali ini dilakukan simulasi dengan membandingkan *konfigurasi lay-up*.

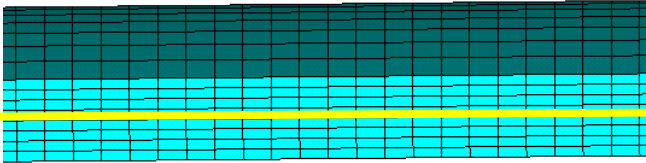
4.3.1 Pengaruh Konfigurasi Lay-up Saat a Terletak pada $1/2 t$

Pada penelitian ini, dibandingkan pengaruh arah serat dari komposit *case 1* 0 derajat *unidirectional* dan *case 2* kombinasi



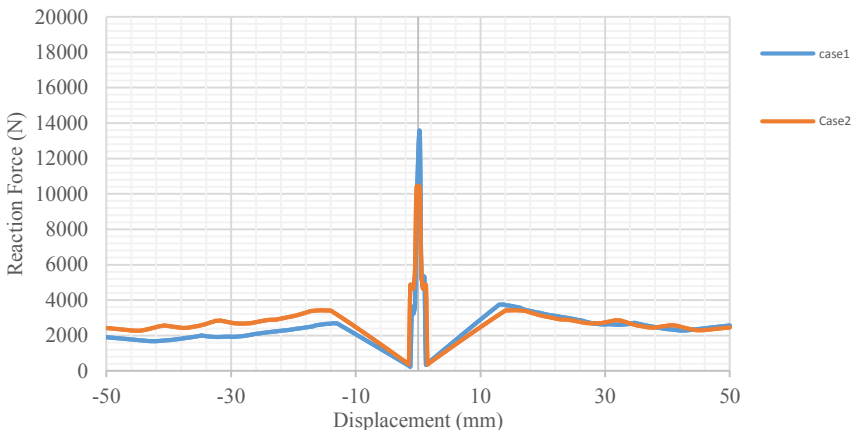
BAB IV HASIL DAN PEMBAHASAN

arah serat $[(\pm 45)_2/0/-45//+45/0/(\pm 45)_2]$ (*unsymmetric*), konfigurasi dari komposit 8 layer ditampilkan dalam gambar di bawah ini:



Gambar 4. 6 Lamina pada komposit *a* terletak 1/2 *t*

Jumlah 8 lamina komposit yang membentuk laminat ditampilkan pada gambar 4.6 dengan warna kuning menunjukkan letak *initial crack*.



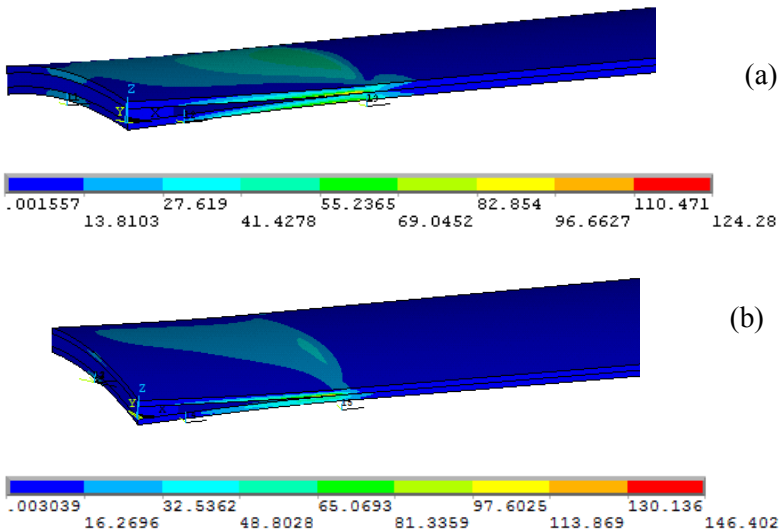
Gambar 4. 7 Kurva *Reaction Force-Displacement* $a=400$ mm



BAB IV HASIL DAN PEMBAHASAN

Pada *initial crack* 400 mm *Peak reaction force* case 1 untuk adalah 3757.473 N dengan *displacement* 13.75 mm pada bagian atas dan 2701.288 N dengan *displacement* 13.75 mm pada bagian bawah. Sementara pada dan case 2 adalah 3438.15 N dengan *displacement* 15.5 mm dan 3421.337 N dengan *displacement* 15.5 mm pada bagian bawah. Terdapat perbedaan *reaction force* pada bagian bawah dikarenakan geometri dari part turbin angin ini berbentuk *curve* sehingga memiliki respon yang berbeda pada pembebanan bagian atas dan bawah.

Dari gambar diatas, nilai *peak reaction force* untuk case 1 dengan konfigurasi arah serat *unidirectional* memiliki *reaction force* yang lebih tinggi dibandingkan dengan *peak reaction force* saat arah seratnya *unsymetric*. Perbedaan nilai *peak reaction force* ini diakibatkan oleh ketahanan material dalam menerima beban berbeda tergantung orientasi dari arah serat.

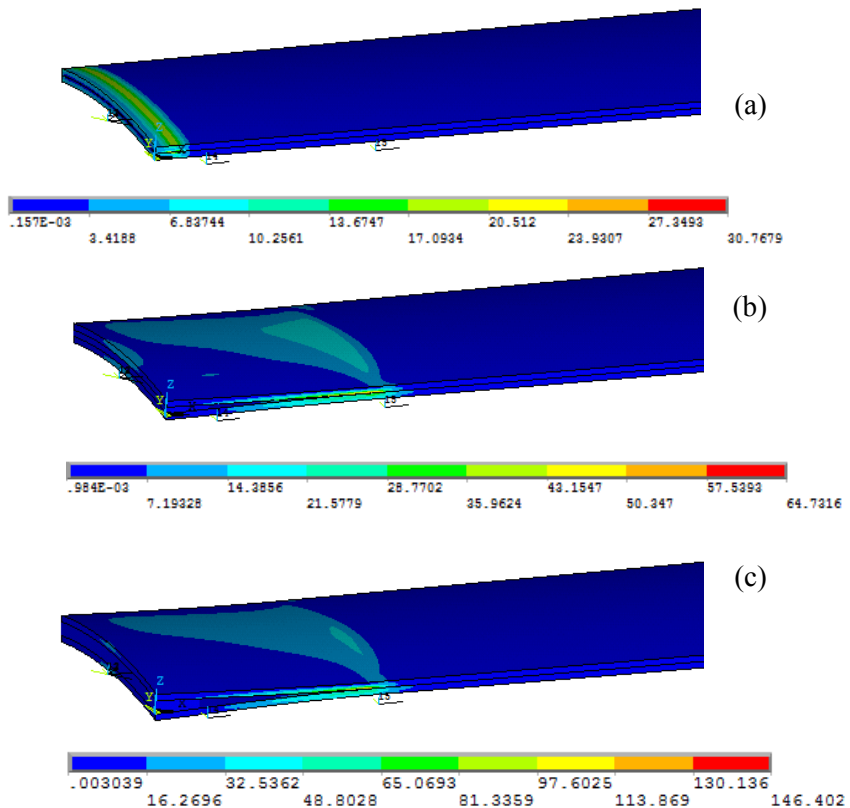


Gambar 4.8 Distribusi tegangan von Misses
(a) case 1; dan (b) case 2 *initial crack* 400



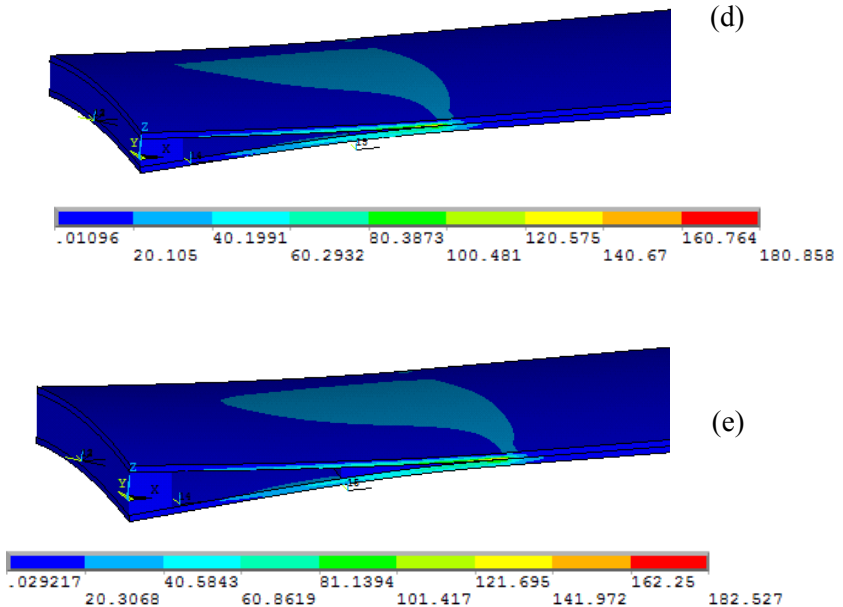
BAB IV HASIL DAN PEMBAHASAN

Gambar 4.8 menunjukkan distribusi tegangan Von mises saat *peak reaction force* terjadi pada *case 1* dan *case 2*. Pada gambar tersebut terlihat bahwa tegangan terdistribusi merata pada *case 1 unidirectional* sedangkan pada *case 2* distribusi tegangan tidak merata. Untuk lebih jelasnya terdapat pada gambar berikut.





BAB IV HASIL DAN PEMBAHASAN



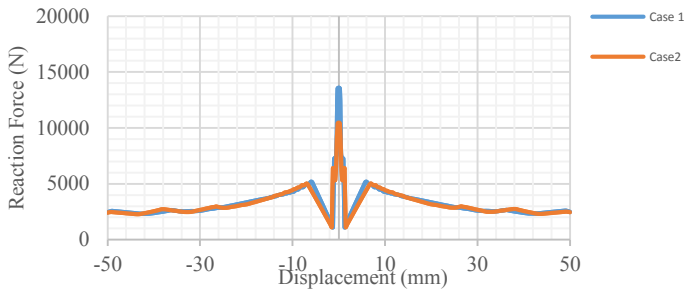
Gambar 4. 9 Tegangan Von Misses *case2* saat *displacement* (a) 0.25 mm; (b) 3.5 mm; (c) 7.5 mm(peak); (d) 15.5 mm, dan; (e) 50 mm.

Distribusi tegangan *unsymetric* berbeda dengan *symetric* (*unidirectional*) hal ini diakibatkan oleh arah serat yang *unsymetric*. Distribusi tegangan pada *case 2* cenderung miring jika dibandingkan *case 1*.

Selanjutnya pada *initial crack* 200 mm. *Peak reaction force case 1* adalah 5194.675 N dengan *displacement* 6 mm pada bagian atas dan 5194.092 N dengan *displacement* 6 mm pada bagian bawah. Sementara pada dan *case 2* adalah 5016.294 N dengan *displacement* 7 mm dan 5013,501 N dengan *displacement* 7 mm pada bagian bawah.

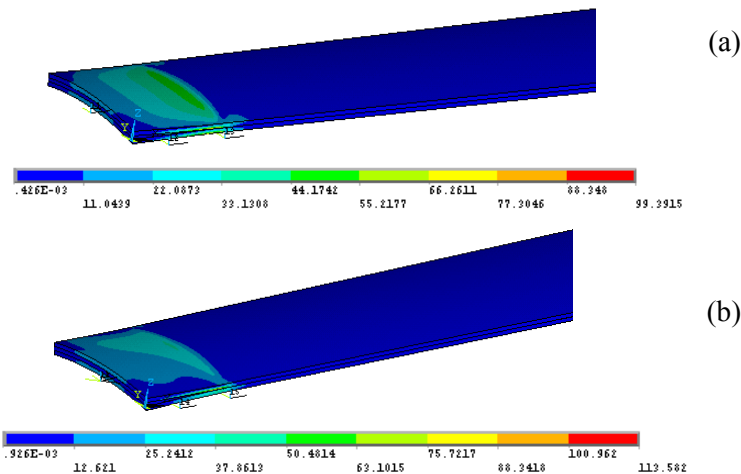


BAB IV HASIL DAN PEMBAHASAN



Gambar 4. 10 Kurva *Reaction Force-Displacement* $a=200$ mm

Dari gambar diatas, Sama seperti *initial crack* 400 nilai *peak reaction force* untuk *case1* dengan konfigurasi arah serat *symetric (unidirectional)* memiliki *reaction force* yang lebih tinggi dibandingkan dengan *peak reaction force* saat arah seratnya *unsymetric*. Perbedaan nilai *peak reaction force* ini diakibatkan oleh ketahanan material dalam menerima beban berbeda bergantung pada orientasi dari arah serat.

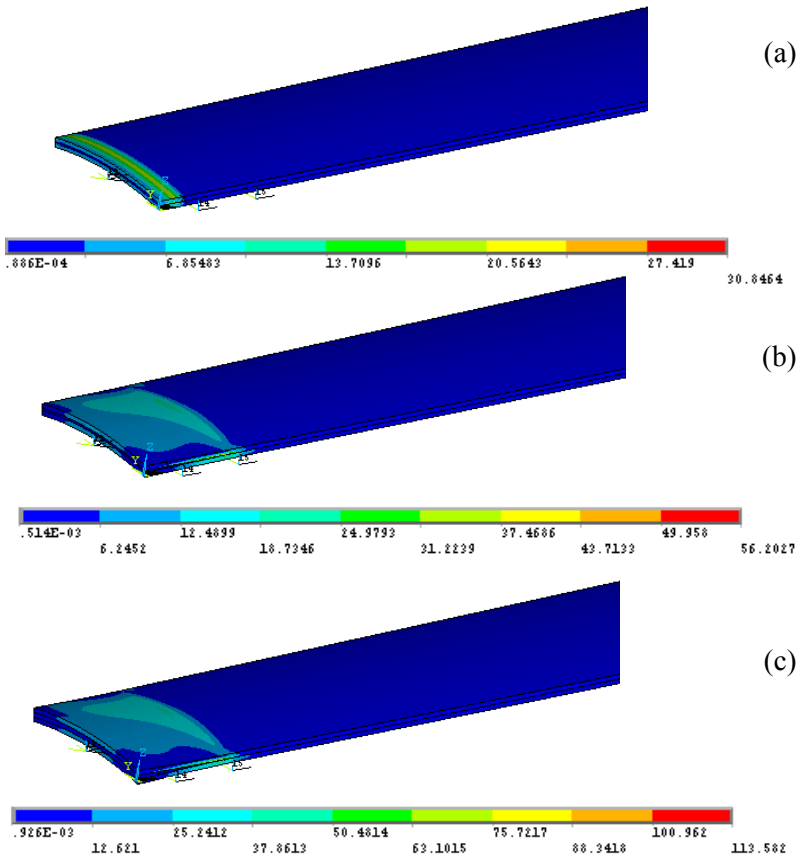


Gambar 4. 11 Distribusi tegangan von Mises
(a) case 1; dan (b) case 2 *initial crack* 200



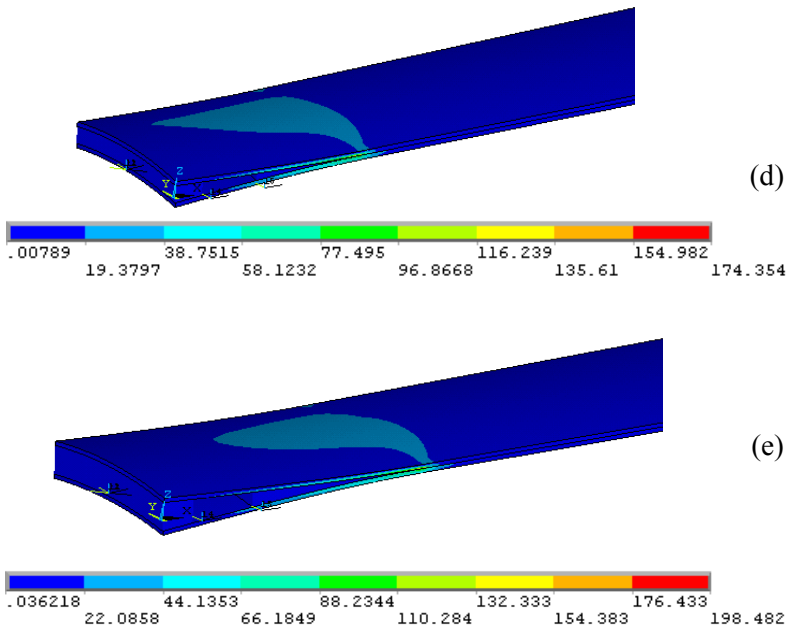
BAB IV HASIL DAN PEMBAHASAN

Gambar 4.11 menunjukkan distribusi tegangan von mises saat *peak reaction force* terjadi pada *case 1* dan *case 2*. Pada gambar tersebut terlihat bahwa terdistribusi merata pada *case 1* *unidirectional* sedangkan pada *case 2* distribusi tegangan tidak merata. Untuk lebih jelasnya terdapat pada gambar berikut.





BAB IV HASIL DAN PEMBAHASAN



Gambar 4. 12 Tegangan Von Misses *case 2* saat *displacement* (a) 0.25 mm; (b) 3.25 mm ; (c) 7 mm (*peak*); (d) 28.5 mm, dan; (e) 50 mm.

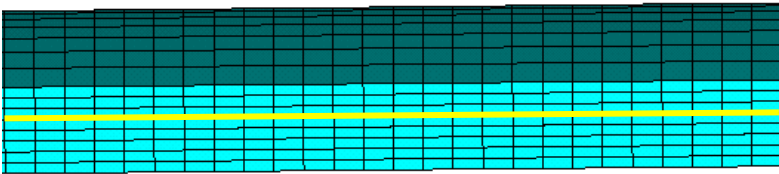
Seperti pada *initial crack* 400, hal yang sama didapati pada *initial crack* 200 mm dimana distribusi tegangan *unsymetric* berbeda dengan *symetric (unidirectional)* dengan nilai *peak reaction force* untuk *case 1* dengan konfigurasi arah serat *unidirectional* memiliki *reaction force* yang lebih tinggi dibandingkan dengan *peak reaction force* saat arah seratnya *unsymetric*.

Untuk *case 4* dan *5* memiliki respon yang sama dengan *case 1* dan *2* dengan *peak reaction force* yang lebih rendah



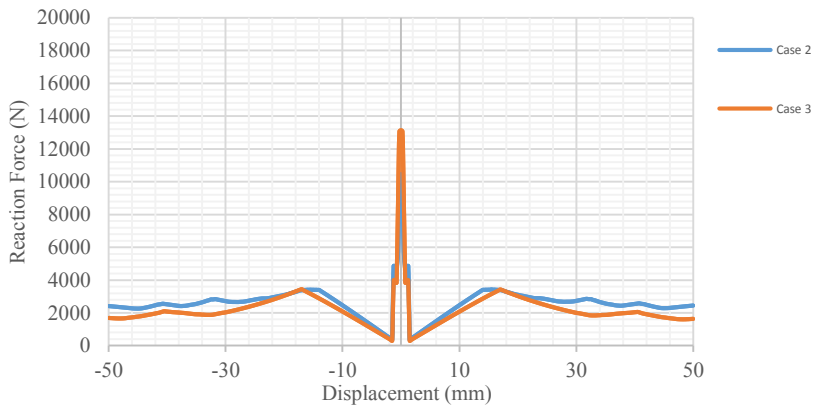
4.3.2 Pengaruh Konfigurasi Lay-Up Saat a Terletak pada $3/5 t$

Pada bagian ini, dibandingkan pengaruh arah serat dari komposit *case 2* dan *case 3*, konfigurasi dari komposit 8 layer pada *case 3* dengan $a = 3/5 t$ ditampilkan dalam gambar di bawah ini.



Gambar 4. 13 Delaminasi pada model saat posisi $a = 3/5 t$

Jumlah 8 lamina komposit yang membentuk laminat ditampilkan pada gambar 4.13 dengan warna kuning menunjukkan *initial crack*.



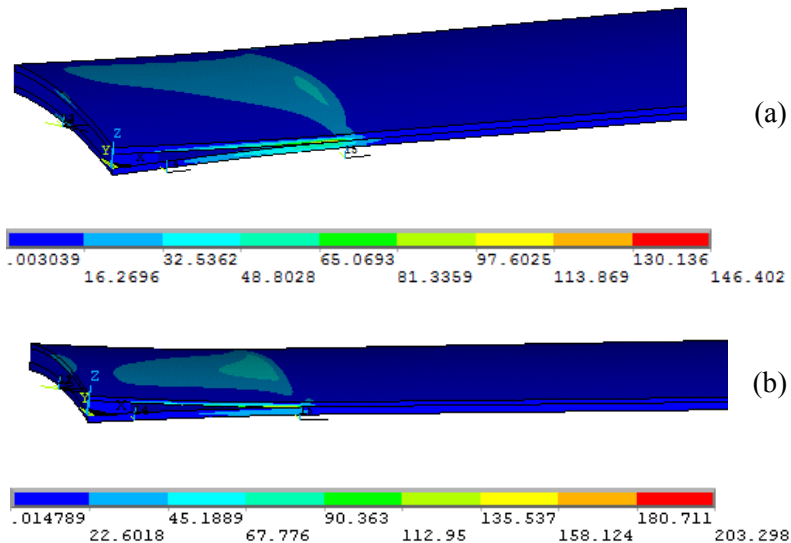
Gambar 4. 14 Kurva Reaction Force-Displacement *case 2* dan *case 3* $a = 400$ mm)



BAB IV HASIL DAN PEMBAHASAN

Untuk *initial crack* 400 mm nilai *peak reaction force* *case* 3 dibagian atas yang lebih tipis adalah 3434.039 N dan dibagian bawah 3449.765 N sedangkan *displacement* bagian atas dan bawah 17 mm. Sementara pada *case* 2 nilai *reaction force* dibagian atas 3438.15 N adalah dan dibagian bawah 3421.337 N dengan *displacement* 15.5 mm. Sama seperti pembahasan sebelumnya, setelah terjadinya *peak reaction force*, nilai dari *reaction force* turun karena telah berhasil membuka *interface elemen*.

Diketahui pula pada gambar 4.14 nilai *peak reaction force* untuk *case* 2 memiliki *reaction force* yang lebih tinggi dibandingkan dengan *peak reaction force* *case* 3.

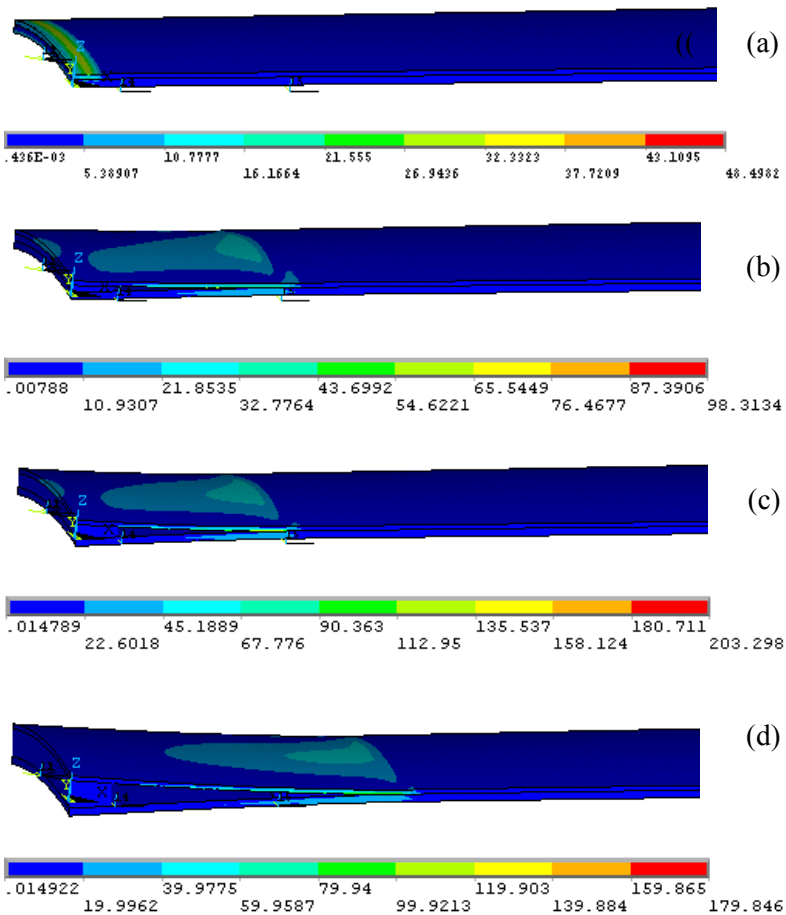


Gambar 4. 15 Distribusi tegangan von Misses
(a) *case* 2; dan (b) *case* 3 *initial crack* 400



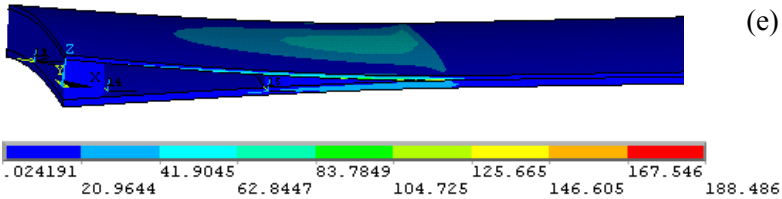
BAB IV HASIL DAN PEMBAHASAN

Gambar 4.15 menunjukkan distribusi tegangan von mises saat *peak reaction force* terjadi pada *case 1* dan *case 2*. Pada gambar tersebut terlihat bahwa terdistribusi merata pada *case 1* *unidirectional* sedangkan pada *case 2* distribusi tegangan tidak merata. Untuk lebih jelasnya terdapat pada gambar berikut:



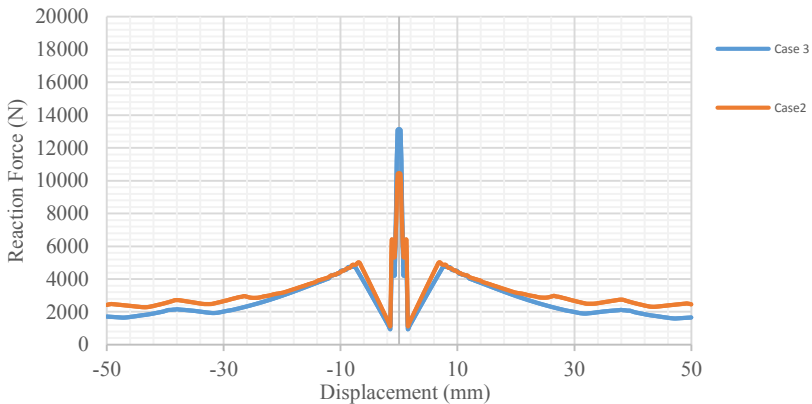


BAB IV HASIL DAN PEMBAHASAN



Gambar 4. 16 Tegangan Von Misses *case2* saat *displacement* (a) 0.25 mm; (b) 8.25 mm; (c) 17 mm(*peak*); (d) 33.5 mm, dan; (e) 50 mm.

Dari gambar diatas didapati bahwa distribusi tegangan pada *case3* menunjukkan distribusi beban yang merata dibandingkan pada *case 2* yang cenderung miring.



Gambar 4.17 Kurva Reaction Force-Displacement *case 2* dan *case 3 initial crack 200*

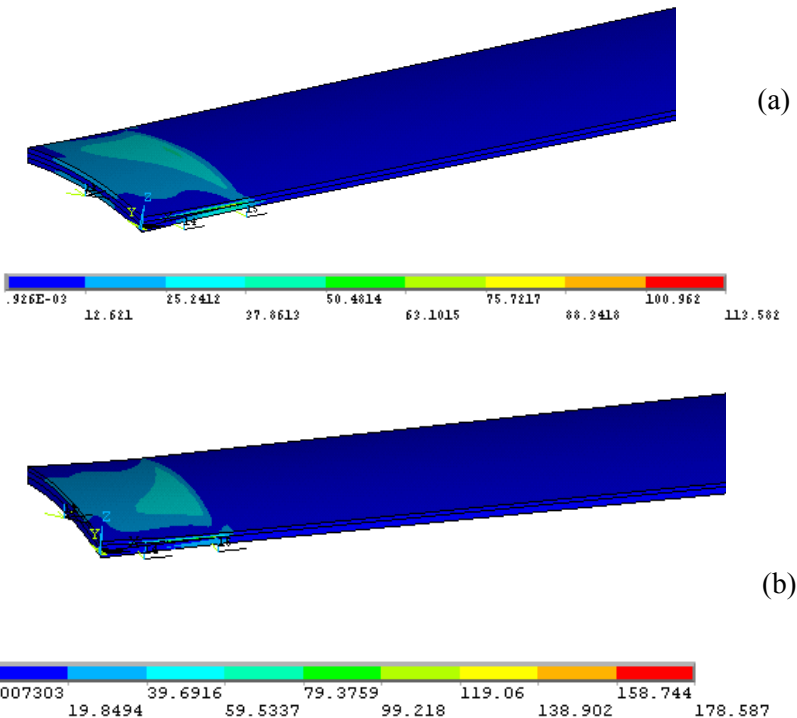
Untuk *initial crack* 200 mm nilai *peak reaction force case 3* dibagian atas yang lebih tipis adalah 4749.133 N dan dibagian bawah 4756.2007 N dengan *displacement* bagian atas sebesar 8



BAB IV HASIL DAN PEMBAHASAN

mm dan bawah 8 mm. Sementara pada *case 2* nilai *reaction force* dibagian atas 5016.294 N dan dibagian bawah 5013.501 N dengan displacement 7 mm. Sama seperti pembahasan sebelumnya, setelah terjadinya *peak reaction force*, nilai dari *reaction force* turun karena telah berhasil membuka *interface elemen*.

Sama seperti pada *initial crack* 400 mm, pada gambar 4.17, nilai *peak reaction force* untuk *case 2* memiliki *reaction force* yang lebih tinggi dibandingkan dengan *peak reaction force case 3*

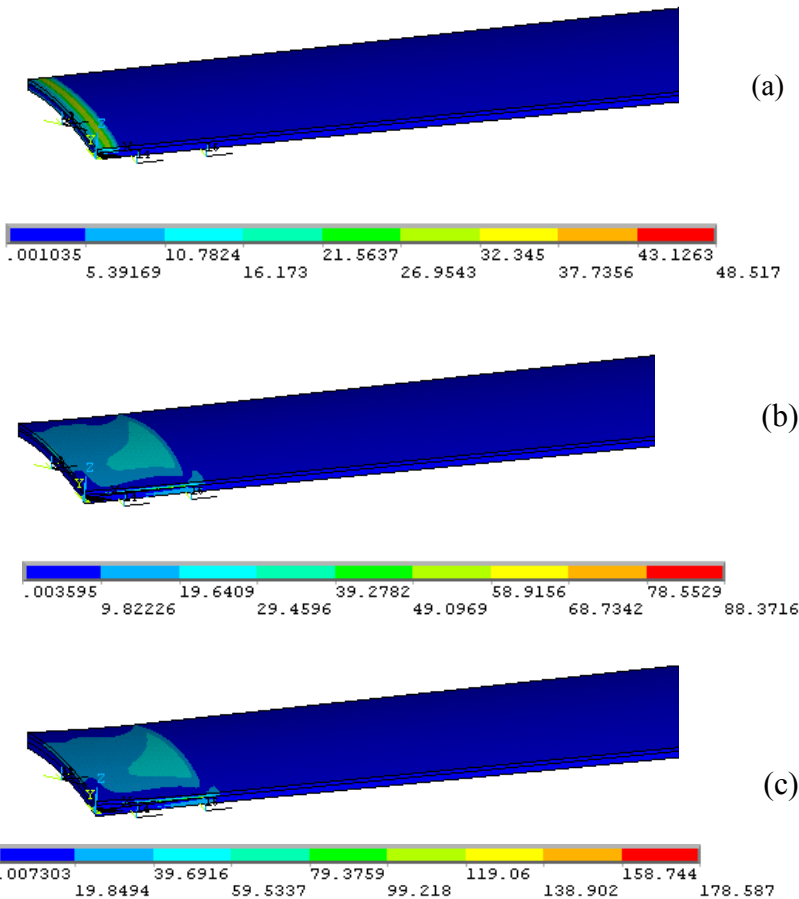


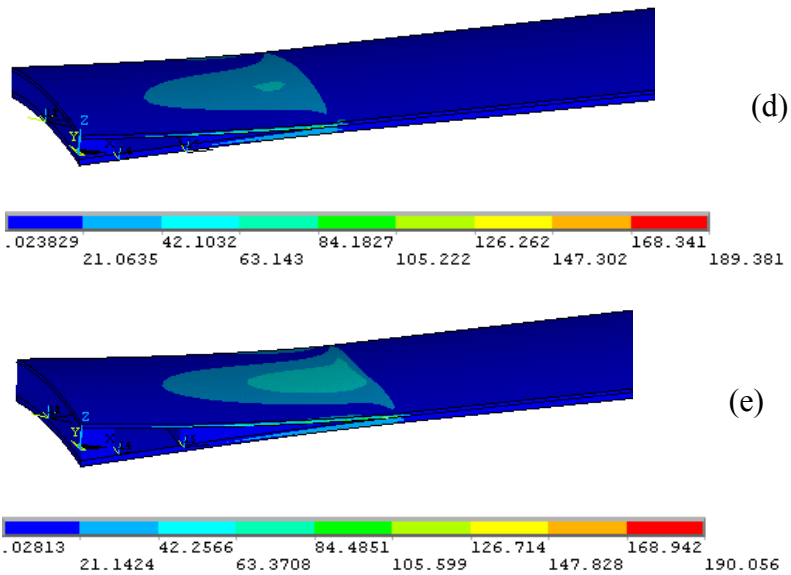
Gambar 4. 18 Distribusi tegangan von Mises
(a) case 2; dan (b) case 3 *initial crack* 200



BAB IV HASIL DAN PEMBAHASAN

Gambar 4.18 menunjukkan distribusi tegangan Von mises saat *peak reaction force* terjadi pada *case 2* dan *case 3*. Pada gambar tersebut terlihat bahwa tegangan terdistribusi merata pada *case 3* sedangkan pada *case 2* distribusi tegangan tidak merata (terlihat miring). Untuk lebih jelasnya terdapat pada gambar berikut.





Gambar 4. 19 Tegangan Von Misses *case 3* saat *displacement* (a) 0.25 mm; (b) 3.75 mm; (c) 8 mm(*peak*); (d) 29 mm, dan; (e) 50 mm.

Gambar diatas menunjukkan distribusi tegangan von misses yang terdistribusi merata pada model *case 3* dibandingkan dengan distribusi tegangan pada *case 2* yang cenderung miring.

Pada *case 5* dan *6* dengan 16 layer, respon terhadap delaminasi menunjukkan respon yang sama dengan *case 2* dan *3* dengan *reaction force* lebih rendah dari sub-bagian turbin dengan model 8 layer.

Dari seluruh pembahasan, didapatkan bahwa variable-variabel berpengaruh terhadap respon delaminasi pada sub-bagian turbin angin (*main spar*), namun hal terpenting untuk diperhatikan dalam menghadapi fenomena delaminasi pada turbin angin adalah konfigurasi dari arah serat. Pemilihan konfigurasi



BAB IV HASIL DAN PEMBAHASAN

arah serat menjadi penting karena berpengaruh terhadap *peak reaction force*, arah serat yang berbeda menyebabkan *force* untuk membuka interface elemen berbeda pula. Pada penelitian ini material *unidirectional* memiliki load carrying tertinggi namun demikian penggunaan material *unidirectional* perlu dikaji lebih dalam lagi untuk menjadi material terbaik pada sub bagian turbin angin dalam hal ini main spar/ spar cap.

(Halaman ini sengaja dikosongkan)

LAMPIRAN

Berikut adalah *command* dari proses simulasi delaminasi dari material komposit *case 1* yang menjadi acuan untuk *case* selanjutnya.

```
!Performing Structural Analysis
!*
/NOPR
KEYW,PR_SET,1
KEYW,PR_STRUC,1
KEYW,PR_THERM,0
KEYW,PR_FLUID,0
KEYW,PR_ELMAG,0
KEYW,MAGNOD,0
KEYW,MAGEDG,0
KEYW,MAGHFE,0
KEYW,MAGELC,0
KEYW,PR_MULTI,0
/GO
!*
!Create Element
!*
/PREP7
!*
ET,1,SOLID185
!*
KEYOPT,1,2,2
KEYOPT,1,3,1
KEYOPT,1,6,0
KEYOPT,1,8,1
!*
ET,2,INTER205
!Material Properties of Orthoptopik Composit
```

```

!*
MPTEMP,,,,,,,,
MPTEMP,1,0
MPDATA,EX,1,,41630
MPDATA,EY,1,,14930
MPDATA,EZ,1,,13430
MPDATA,PRXY,1,,0.2410
MPDATA,PRYZ,1,,0.3301
MPDATA,PRXZ,1,,0.2675
MPDATA,GXY,1,,5047
MPDATA,GYZ,1,,5047
MPDATA,GXZ,1,,5047
!Generating mode 1 interface element
TB,CZM,2,,,BILI
TBDATA,1,7.5,0.0533,-7.5,0.0533,1.0,1.0

```

```

!Create keypoint
K,1,0,0,14.5,
K,2,0,270,38.28,
K,3,0,540,14.5,
K,4,3700,590,50.35,
K,5,3700,270,78.19,
K,6,3700,-50,50.35,
K,7,0,0,14.5,
K,8,0,270,38.28,
K,9,0,540,14.5,
K,10,3700,590,50.35,
K,11,3700,270,78.19,
K,12,3700,-50,50.35,
K,13,0,0,0,
K,33,0,0,29,

```


!create Volume
FLST,3,3,3
FITEM,3,1
FITEM,3,2
FITEM,3,3
BSPLIN, ,P51X
FLST,3,2,3
FITEM,3,1
FITEM,3,6
BSPLIN, ,P51X
FLST,3,3,3
FITEM,3,6
FITEM,3,5
FITEM,3,4
BSPLIN, ,P51X
FLST,3,2,3
FITEM,3,4
FITEM,3,3
BSPLIN, ,P51X

FLST,3,2,3
FITEM,3,1
FITEM,3,13
BSPLIN, ,P51X
!*
LDIV,5, , ,4,0

FLST,2,4,4
FITEM,2,4
FITEM,2,3
FITEM,2,1
FITEM,2,2

AL,P51X

FLST,8,4,4

FITEM,8,5

FITEM,8,6

FITEM,8,7

FITEM,8,8

VDLAG, 1, , , , ,P51X

FLST,3,3,3

FITEM,3,7

FITEM,3,8

FITEM,3,9

BSPLIN, ,P51X

FLST,3,2,3

FITEM,3,7

FITEM,3,12

BSPLIN, ,P51X

FLST,3,3,3

FITEM,3,12

FITEM,3,11

FITEM,3,10

BSPLIN, ,P51X

FLST,3,2,3

FITEM,3,10

FITEM,3,9

BSPLIN, ,P51X

FLST,3,2,3

FITEM,3,33

FITEM,3,7
BSPLIN, ,P51X

FLST,2,4,4
FITEM,2,41
FITEM,2,43
FITEM,2,42
FITEM,2,44
AL,P51X

!*
LDIV,45, , ,4,0

FLST,8,4,4
FITEM,8,48
FITEM,8,47
FITEM,8,46
FITEM,8,45
VDRAG, 22, , , , ,P51X

FLST,2,8,4,ORDE,4
FITEM,2,5
FITEM,2,-8
FITEM,2,45
FITEM,2,-48
LDELE,P51X

!create local coordinate
local,11,0,0,270,0,0

!Meshing Element
TYPE, 1
MAT, 1
REAL,
ESYS, 11

SECNUM,

!*
TYPE, 1

MAT, 1

REAL,

ESYS, 11

SECNUM,

FLST,5,4,6,ORDE,2

FITEM,5,1

FITEM,5,-4

VSEL,S,,P51X

FLST,2,8,4,ORDE,4

FITEM,2,5

FITEM,2,-8

FITEM,2,45

FITEM,2,-48

LDELE,P51X

VSEL,S,,, 1

FLST,5,4,4,ORDE,4

FITEM,5,10

FITEM,5,-11

FITEM,5,13

FITEM,5,15

CM,_Y,LINE

LSEL,,,P51X

CM,_Y1,LINE

CMSEL,,_Y

!*
LESIZE,_Y1,,,1,,,,,1

FLST,5,1,4,ORDE,1

```
FITEM,5,10
CM,_Y,LINE
LSEL,, , ,P51X
CM,_Y1,LINE
CMSEL,,_Y
!*

```

```
FLST,5,4,4,ORDE,4
FITEM,5,2
FITEM,5,4
FITEM,5,12
FITEM,5,16
CM,_Y,LINE
LSEL,, , ,P51X
CM,_Y1,LINE
CMSEL,,_Y
!*

```

```
LESIZE,_Y1, , ,370, , , ,1
!*

```

```
CM,_Y,VOLU
VSEL,, , , 1
CM,_Y1,VOLU
CHKMSH,'VOLU'
CMSEL,S,_Y
!*

```

```
VSWEEP,_Y1
!*

```

```
CMDELE,_Y
CMDELE,_Y1
CMDELE,_Y2
!*

```

```
VSEL,S, , , 2

```

```
FLST,5,4,4,ORDE,4

```

```

FITEM,5,18
FITEM,5,-19
FITEM,5,21
FITEM,5,23
CM,_Y,LINE
LSEL,, , ,P51X
CM,_Y1,LINE
CMSEL,,_Y
!*
LESIZE,_Y1, , ,1, , , ,1

FLST,5,1,4,ORDE,1
FITEM,5,24
CM,_Y,LINE
LSEL,, , ,P51X
CM,_Y1,LINE
CMSEL,,_Y
!*
LESIZE,_Y1, , ,370, , , ,1
!*
CM,_Y,VOLU
VSEL, , , , 2
CM,_Y1,VOLU
CHKMSH,'VOLU'
CMSEL,S,_Y
!*
VSWEEP,_Y1
!*
CMDELE,_Y
CMDELE,_Y1
CMDELE,_Y2
!*

VPLOT
ALLSEL,ALL

```

VPLOT

TYPE, 1
MAT, 1
REAL,
ESYS, 11
SECNUM,
!*
!

FLST,5,4,4,ORDE,4
FITEM,5,26
FITEM,5,-27
FITEM,5,29
FITEM,5,31
CM,_Y,LINE
LSEL,, , ,P51X
CM,_Y1,LINE
CMSEL,,_Y
!*
LESIZE,_Y1, , ,1, , , , ,1
!*
!

FLST,5,2,4,ORDE,2
FITEM,5,28
FITEM,5,32
CM,_Y,LINE
LSEL,, , ,P51X
CM,_Y1,LINE
CMSEL,,_Y
!*
LESIZE,_Y1, , ,370, , , , ,1
!*
FLST,5,1,4,ORDE,1
FITEM,5,20
CM,_Y,LINE

```

LSEL, , , , P51X
CM,_Y1,LINE
CMSEL,,_Y
!*
LESIZE,_Y1, , , 370, , , , 1

```

```

CM,_Y,VOLU
VSEL, , , , 3
CM,_Y1,VOLU
CHKMSH,'VOLU'
CMSEL,S,_Y
!*
VSWEEP,_Y1
!*
CMDELE,_Y
CMDELE,_Y1
CMDELE,_Y2

```

```

VSEL,S, , , 4
VPLOT

```

```

FLST,5,4,4,ORDE,4
FITEM,5,34
FITEM,5,-35
FITEM,5,37
FITEM,5,39
CM,_Y,LINE
LSEL, , , , P51X
CM,_Y1,LINE
CMSEL,,_Y
!*
LESIZE,_Y1, , , 1, , , , 1

```

```

FLST,5,2,4,ORDE,2
FITEM,5,36

```



```

FITEM,5,40
CM,_Y,LINE
LSEL,, , ,P51X
CM,_Y1,LINE
CMSEL,,_Y
!*
LESIZE,_Y1, , ,370, , , ,1
!*
CM,_Y,VOLU
VSEL, , , , 4
CM,_Y1,VOLU
CHKMSH,'VOLU'
CMSEL,S,_Y
!*
VSWEEP,_Y1
!*
CMDELE,_Y
CMDELE,_Y1
CMDELE,_Y2

VSEL,S, , , 5
VPLOT
FLST,5,4,4,ORDE,4
FITEM,5,50
FITEM,5,-51
FITEM,5,53
FITEM,5,55
CM,_Y,LINE
LSEL,, , ,P51X
CM,_Y1,LINE
CMSEL,,_Y
!*
LESIZE,_Y1, , ,1, , , ,1

FLST,5,12,4,ORDE,12

```

```

FITEM,5,58
FITEM,5,-59
FITEM,5,61
FITEM,5,63
FITEM,5,66
FITEM,5,-67
FITEM,5,69
FITEM,5,71
FITEM,5,74
FITEM,5,-75
FITEM,5,77
FITEM,5,79
CM,_Y,LINE
LSEL,, , ,P51X
CM,_Y1,LINE
CMSEL,,_Y
!*
LESIZE,_Y1,, ,1, , , ,1

```

```

FLST,5,20,4,ORDE,20
FITEM,5,2
FITEM,5,4
FITEM,5,12
FITEM,5,16
FITEM,5,20
FITEM,5,24
FITEM,5,28
FITEM,5,32
FITEM,5,36
FITEM,5,40
FITEM,5,42
FITEM,5,44
FITEM,5,52
FITEM,5,56
FITEM,5,60

```

```

FITEM,5,64
FITEM,5,68
FITEM,5,72
FITEM,5,76
FITEM,5,80
CM,_Y,LINE
LSEL,, , ,P51X
CM,_Y1,LINE
CMSEL,,_Y
!*
LESIZE,_Y1, , ,370, , , ,1

```

```

CM,_Y,VOLU
VSEL, , , , 5
CM,_Y1,VOLU
CHKMSH,'VOLU'
CMSEL,S,_Y
!*
VSWEEP,_Y1
!*
CMDELE,_Y
CMDELE,_Y1
CMDELE,_Y2
!*
VSEL,S, , , 6
VPLOT

```

```

CM,_Y,VOLU
VSEL, , , , 6
CM,_Y1,VOLU
CHKMSH,'VOLU'
CMSEL,S,_Y
!*
VSWEEP,_Y1
!*

```

```

CMDELE,_Y
CMDELE,_Y1
CMDELE,_Y2
!*
VSEL,S,, , 7
VPLOT
CM,_Y,VOLU
VSEL,, , , 7
CM,_Y1,VOLU
CHKMSH,'VOLU'
CMSEL,S,_Y
!*
VSWEEP,_Y1
!*
CMDELE,_Y
CMDELE,_Y1
CMDELE,_Y2
!*
VSEL,S,, , 8
VPLOT
CM,_Y,VOLU
VSEL,, , , 8
CM,_Y1,VOLU
CHKMSH,'VOLU'
CMSEL,S,_Y
!*
VSWEEP,_Y1
!*
CMDELE,_Y
CMDELE,_Y1
CMDELE,_Y2

ALLSEL,ALL
EPLOT
FLST,5,2,5,ORDE,2

```

FITEM,5,1
FITEM,5,22
ASEL,S, , P51X
APLOT
NSLA,S,1
NPLOT
NSLA,S,1

FLST,5,128,1,ORDE,13
FITEM,5,34
FITEM,5,-37
FITEM,5,662
FITEM,5,-718
FITEM,5,1181
FITEM,5,-1183
FITEM,5,3041
FITEM,5,-3043
FITEM,5,3077
FITEM,5,3702
FITEM,5,-3758
FITEM,5,4254
FITEM,5,-4256
NSEL,U, , P51X
NPLOT

local,12,0,100,-50,0,0
local,13,0,500,-50,0,0

FLST,5,2,5,ORDE,2
FITEM,5,1
FITEM,5,22
ASEL,S, , P51X
APLOT
NSLA,S,1
NPLOT

```

NSLA,S,1
!Merging Node
FLST,5,1280,1,ORDE,12
FITEM,5,320
FITEM,5,-359
FITEM,5,6478
FITEM,5,-7037
FITEM,5,11514
FITEM,5,-11553
FITEM,5,29691
FITEM,5,-29730
FITEM,5,36158
FITEM,5,-36717
FITEM,5,41503
FITEM,5,-41542
NSEL,U, , ,P51X
NPLOT
NUMMRG,NODE, , , ,LOW
NUMMRG,NODE, , , ,LOW
ESLN,S
EPLOT
ESLN,S

!Create interface element
VSEL,S, , , 1
VPLOT
ALLSEL,ALL
VSEL,S, , , 1
VPLOT
ESLV,S
EPLOT
ESLV,S
CM,ele1,ELEM
CM,ele1,ELEM
ALLSEL,ALL

```

```

VSEL,S,, , 5
VPLOT
ESLV,S
EPLOT
ESLV,S
CM,ele2,ELEM
CM,ele2,ELEM
ALLSEL,ALL
EPLOT
TYPE, 2
MAT, 2
REAL,
ESYS, 0
SECNUM,
!*
/UI,MESH,OFF
cymesh,ele1,ele2,1,z,0

/SOL
!* Solution
ANTYPE,0
ANTYPE,0
NLGEOM,1
NSUBST,100,100,100
OUTRES,ERASE
OUTRES,ALL,ALL
AUTOTS,1
LNSRCH,1
NCNV,0,0,0,0,0
TIME,1
NPLOT

FLST,2,160,1,ORDE,21
FITEM,2,371
FITEM,2,742

```

FITEM,2,6293
FITEM,2,-6322
FITEM,2,17409
FITEM,2,-17424
FITEM,2,23345
FITEM,2,-23360
FITEM,2,29281
FITEM,2,-29296
FITEM,2,30422
FITEM,2,35973
FITEM,2,-35987
FITEM,2,47089
FITEM,2,-47104
FITEM,2,53025
FITEM,2,-53040
FITEM,2,58961
FITEM,2,-58976
FITEM,2,59691
FITEM,2,-59706
!*
/GO
D,P51X, ,0, , , ,ALL, , , , ,

FLST,2,16,1,ORDE,3
FITEM,2,58960
FITEM,2,59346
FITEM,2,-59360
!*
/GO
D,P51X, ,50, , , ,UZ, , , , ,

FLST,2,16,1,ORDE,3
FITEM,2,29280
FITEM,2,29666
FITEM,2,-29680

!*

/GO

D,P51X, ,-50, , , ,UZ, , , , ,

BAB V

KESIMPULAN DAN SARAN

1.1 Kesimpulan

Setelah dilakukan penelitian mengenai proses delaminasi yang terjadi pada layer sub-bagian turbin angin dengan metode numerik atau simulasi pemodelan. Dari hasil tersebut, dapat disimpulkan bahwa:

- a) *Initial crack* dengan panjang $a = 400$ mm, memiliki nilai *reaction force* sebesar 3757.473 N yang lebih kecil nilainya dibandingkan dengan *initial crack* dengan $a = 200$ mm dengan nilai *peak reaction* sebesar 5194.675 N
- b) Letak *initial crack* berhubungan dengan ketebalan (t), pada saat a berada pada $1/2 t$ memiliki ketahanan lebih baik terhadap delaminasi, sementara saat a berada pada $3/5 t$, *peak reaction force* menurun.
- c) Arah serat dengan konfigurasi *unsymetric* memiliki *reaction force* yang lebih kecil dibandingkan dengan *symetric unidirectional*.

3.2 Saran

Untuk penelitian selanjutnya mengenai pemodelan proses delaminasi yang terjadi pada material komposit, saran-saran berikut mungkin menjadi pertimbangan agar mendapatkan hasil yang lebih baik, antara lain:

1. Pemilihan nilai K dan *meshing size* harus diperhatikan secara detail karena berkaitan dengan hasil simulasi dan *convergence*
2. Penelitian secara eksperimental perlu dilakukan sebagai validasi dari *modelling* yang dilakukan.

(Halaman ini sengaja dikosongkan)

UCAPAN TERIMA KASIH

Penyusunan Tugas Akhir ini dapat terlaksana dengan baik berkat bantuan, bimbingan, dan saran dari berbagai pihak. Oleh karena itu, pada kesempatan ini penulis mengucapkan terima kasih kepada :

6. Kedua orangtua, kakak serta Yesika Billah Barika yang selama ini telah memberikan berbagai dukungan dan semangat.
7. Bapak Mas Irfan P. Hidayat, S.T., M.Sc., Ph.D dan Bapak Lukman Noerochiem, S.T., M.Sc. (Eng)., Ph.D. selaku dosen pembimbing serta Bapak Ibu dosen penguji yang telah bersedia memberikan bimbingan dan pengarahan.
8. Bapak Agung Purniawan, S.T., M.Eng. selaku Ketua Jurusan Teknik Material dan Metalurgi FTI-ITS.
9. Seluruh Dosen, Staf dan karyawan Teknik Material dan Metalurgi FTI-ITS.
10. Seluruh teman-teman mahasiswa Jurusan Teknik Material dan Metalurgi.
11. Teman-teman laboratorium komputasi Mega, Taf, Lisa, Nimas serta semua pihak yang tidak dapat disebutkan satu persatu.

Surabaya, Juni 2016

Penulis

(Halaman ini sengaja dikosongkan)

BIODATA PENULIS



Penulis memiliki nama lengkap Fikan Mubarak Rohimsyah dan biasa dipanggil Fikan. Lahir di Jember, pada tanggal 18 Februari 1994. Penulis adalah anak terakhir dari dua dua bersaudara. Sejauh ini penulis telah menempuh pendidikan formal pada SDN Menampu 3 Jember, SMPN Rambipuji, dan SMAN1 Jember. Dan saat ini penulis sedangmenyandang sebagai mahasiswa aktif pada Institut Teknologi Sepuluh Nopember Surabaya Jurusan Teknik Material dan Metalurgi FTI ITS angkatan 2012 dengan nomor registrasi pokok 2712 100 080. Penulis pernah menjabat sebagai staf pada organisasi lembaga dakwah di Ash-Habul Kahfi Teknik Material dan Metalurgi ITS. Selain itu, penulis adalah anggota divisi elektro dari Antasena. Penulis juga sedang menjalankan usaha ekspor impor alat material dan menjalankan investasi pada *forex*. Dalam menjalan kesehariannya, penulis memiliki *hobby* bermain musik dan sangat tertarik dengan industri penerbangan. Untuk memperoleh gelar Sarjana ini, penulis mengambil tugas akhir pada bidang analisa numerik dan pemodelan di laboratorium komputasi dan pemodelan material.

Email : Fikanrohimsyah@gmail.com